



Étude de systèmes pile à combustible hybridés embarqués pour l'aéronautique

Théophile Hordé

► To cite this version:

Théophile Hordé. Étude de systèmes pile à combustible hybridés embarqués pour l'aéronautique. Autre. Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2012. Français. NNT : 2012ENMP0107 . tel-01236621

HAL Id: tel-01236621

<https://pastel.archives-ouvertes.fr/tel-01236621>

Submitted on 2 Dec 2015

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

École doctorale n° 432 : Sciences et Métiers de l'Ingénieur

Doctorat ParisTech

CONFIDENTIEL

JUSQU'AU 30/11/2015

T H È S E

pour obtenir le grade de docteur délivré par

l'École nationale supérieure des mines de Paris

Spécialité “ Énergétique ”

présentée et soutenue publiquement par

Théophile HORDÉ

le 30 novembre 2012

**Étude de systèmes pile à combustible hybrides embarqués pour
l'aéronautique**

Directeurs de thèse : **Patrick ACHARD - Rudolf METKEMEIJER**

Jury

M. Claude LAMY, Professeur des Universités, IEM Montpellier

M. François LAPICQUE, Directeur de Recherche CNRS, LRGP Nancy

M. Daniel HISSEL, Professeur des Universités, FC Lab, Université de Franche-Comté

M. Jérémie PAUL-JOSEPH, Chef Projet Recherche FUI "APACHE", Hélion, Aix-en-Provence

M. Vincent PHLIPPOTEAU, Docteur, Hélion, Aix-en-Provence

M. Patrick ACHARD, Directeur de Recherche ENSMP, CEP, MINES ParisTech

M. Rudolf METKEMEIJER, Docteur, Ingénieur de Recherche, CEP, MINES ParisTech

Rapporteur

Rapporteur

Président

Invité

Examineur

Examineur

Examineur

**T
H
È
S
E**

« Une fois que vous aurez goûté au vol, vous marcherez à jamais les yeux tournés vers le ciel, car c'est là que vous êtes allés, et c'est là que toujours vous désirerez ardemment retourner. »

Léonard de Vinci

Remerciements

Je remercie les membres du jury d'avoir accepté d'évaluer mes travaux de thèse et de s'être déplacés pour assister à ma soutenance. Je suis très reconnaissant envers messieurs Claude Lamy et François Lapique pour leurs corrections et remarques éclairées, ainsi que pour l'intérêt qu'ils ont porté aux travaux ici présentés. Je remercie monsieur Daniel Hissel d'avoir présidé le jury et d'avoir conduit une séance de questions particulièrement intéressante et enrichissante à mes yeux. Je remercie messieurs Jérémy Paul-Joseph et Vincent Phlippoteau d'avoir représenté le consortium APACHE lors de ma soutenance et d'avoir pris part aux discussions en apportant les précisions nécessaires.

J'adresse mes plus sincères remerciements à Patrick Achard et Rudolf Metkemeijer, qui en plus d'être des conseillers avisés et des encadrants précieux, sont des personnes douées d'une grande sympathie avec qui l'entente a été des plus cordiale. J'ai beaucoup apprécié leur disponibilité et la confiance qu'ils m'ont accordée.

Une partie importante des travaux réalisés au cours de cette thèse ont vu le jour grâce à la collaboration des partenaires du consortium APACHE. Je remercie les financeurs, le FUI et la DGCIS d'avoir cru en ce projet. Je remercie l'ensemble des partenaires industriels qui ont pris part à cette aventure. Mes remerciements vont donc à Hélium Hydrogen Power, avec Jérémy Paul-Joseph, Vincent Phlippoteau, Lydie Tchikaya, Nicolas Goulesque et toute une équipe très accueillante avec qui j'ai pris plaisir à travailler. Je remercie Louis-Marie Bourcier (NSE Industries) et Bernard de Salaberry (ISNAV), experts aéronautiques, avec qui les échanges lors des réunions de projet ont été aussi intéressants qu'enrichissants. Je remercie le personnel de Lisa Airplanes et plus particulièrement Benoît Senellart de nous avoir reçus plusieurs fois dans leurs locaux et pour les riches discussions que nous avons eues. Je remercie enfin Raphaël Vannunen (Eurocopter) pour l'intérêt qu'il a porté aux travaux que nous avons réalisés.

La thèse présentée dans ce document a été réalisée au CEP Sophia Antipolis, où il faut le dire, il fait bon vivre. Les personnels y sont accueillants, aimables et surtout très serviables. J'ai beaucoup apprécié l'ambiance qui y règne. Je remercie tout d'abord Patrick Leroux, qui m'a offert une aide indispensable au laboratoire sans laquelle ces travaux n'auraient pu être. Au-delà de son savoir-faire, je salue également sa gentillesse, son implication et sa disponibilité. Merci Patrick. Je remercie toutes les personnes qui m'ont, de près ou de loin, apporté leur aide, leur expertise, leur soutien : Philippe Blanc, Christian Beauger, Sandrine Berthon-Fabry, Arnaud Rigacci, Bella Espinar-Bocquet, Alexandre Boilley, Mathilde Brigaudet, Yannick Berthou, Lucien Wald, Benjamin de Grisard et tous ceux que je

ne cite pas mais que je n'oublie pas. Je remercie également Thierry Ranchin et Didier Mayer de m'avoir fait confiance et de m'avoir permis de présenter mes travaux en Australie.

Je remercie tous les amis proches présents aux Mines à Sophia Antipolis, avec qui s'est tissée une relation formidable. Leur soutien et simplement leur présence m'ont infiniment aidé à travers ces trois années et demie. Une fine équipe que j'ai eue de la chance de trouver ici : Frounch, Toky, Benj, Tit'Anne, Kiki, Edwige, Seb, Cyrielle, Yannock, Nono, Tommy, JM, Paul, ... Merci aussi aux coloc'.

Je remercie mes parents qui m'ont encouragé à faire cette thèse, puis qui m'ont soutenu. Merci de m'avoir toujours poussé dans le bon sens. Je remercie Alexandre, Juliette et leurs familles de m'avoir sans cesse encouragé. Merci d'avoir été et d'être là.

Last but not least, je remercie Stéphanie, qui a eu le courage de me supporter dans les moments les moins drôles, de relire mon manuscrit, de s'occuper de moi et qui m'a fait la plus belle surprise. Merci de m'avoir réconforté, soutenu, encouragé et félicité. Merci de m'apporter autant de bonheur.

Publications & Communications

Les travaux présentés dans ce document ont fait l'objet d'une publication et de communications. Une publication est en cours de réalisation.

Articles scientifiques :

- *PEMFC application for aviation: Experimental and numerical study of sensitivity to altitude.*
T. Hordé, P. Achard, R. Metkemeijer, International Journal of Hydrogen Energy 37 (2012) 10818–10829.

En préparation :

- *Fuel Cell and Li-Ion Batteries Direct Hybridization For Light Aircraft Propulsion*
International Journal of Hydrogen Energy.

Conférences :

- International Council of Aeronautical Sciences 2012 (ICAS 2012), Brisbane, Australie.
APACHE: Integrated hybrid fuel cell system for 2-seat all electric aircraft propulsion
- GdR PàCs 2012, Belfort, France.
Étude de systèmes pile à combustible hybridés embarqués pour l'aéronautique
- Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium 2011 (ANERS 2011), Marseille, France.
Towards More Electric Aircraft and Full Electric Aircraft thanks to Hybrid Fuel Cell Systems
- Fundamentals and Developments of Fuel Cells 2011 (FDFC 2011), Grenoble, France.
PEMFC application for aviation: altitude effects and oxidant choice

Table des matières générale

INTRODUCTION : Pourquoi des piles à combustible à bord des avions ?.....	iv
Bibliographie Introduction	xiii
Table des figures CHAPITRE 1.....	5
CHAPITRE 1 : Présentation des systèmes Pile à Combustible hybridés	7
I. Introduction.....	7
II. Les Piles à combustible.....	7
II.1. Principe de fonctionnement d'une cellule PàC.....	7
II.2. Les PEMFC.....	9
II.3. Applications aéronautiques et spatiales.....	22
II.4. Navigabilité des systèmes PEMFC	29
II.5. Conclusion.....	42
III. Problématique de l'hybridation	43
III.1. Introduction : Intérêts de l'hybridation	43
III.2. Propriétés et fonctionnement des batteries	46
III.3. Architectures d'hybridation	49
III.4. Conclusion	51
IV. Conclusion	52
Bibliographie CHAPITRE 1.....	54
Table des figures CHAPITRE 2.....	60
CHAPITRE 2 : Étude analytique et expérimentale de la navigabilité aérienne des systèmes Pile à Combustible de type Membrane Echangeuse de Protons.....	63
I. Introduction.....	63
II. Étude expérimentale en altitude : effets de la pression ambiante.....	63
II.1. Essais sur le système NEXA Ballard.....	64
II.2. Essais sur le système Bahia Hélion	66
II.3. Résultats et discussions	68
II.4. Conclusion.....	83
III. Étude analytique et numérique : Influence de l'altitude sur le choix de l'oxydant	84
III.1. Introduction	84
III.2. Modélisation des systèmes PàC	84
III.3. Critères qualitatifs de comparaison entre systèmes aérobie et anaérobie	101
III.4. Conclusion	102
IV. Étude expérimentale de la sensibilité aux inclinaisons.....	103
IV.1. Introduction.....	103
IV.2. Essais sur le système NEXA Ballard	105
IV.3. Essais sur le système IMHOTEP Hélion.....	111

IV.4. Conclusion	117
V. Conclusion	118
Bibliographie CHAPITRE 2.....	121
Table des figures CHAPITRE 3.....	125
CHAPITRE 3 : Essais expérimentaux d'un système hybride direct	127
I. Introduction.....	127
II. Démarche et objectifs	128
III. Hybridation directe : Banc 4UCLION	128
III.1. Architecture d'hybridation directe	129
III.2. Essais expérimentaux : Batteries Li-Ion	132
III.3. Essais expérimentaux : Système hybride direct	142
IV. Conclusion	155
Bibliographie CHAPITRE 3.....	157
Table des figures CHAPITRE 4.....	160
CHAPITRE 4 : Modélisation d'un système Pile à Combustible hybridée	163
I. Introduction.....	163
II. Modèle numérique de PàC.....	164
II.1. Modèle général de la réponse en tension d'une PàC.....	164
II.2. Identification des paramètres du modèle	169
II.3. Conclusion.....	175
III. Modèle numérique de batterie Li-Ion	175
III.1. Modèle numérique et méthode de résolution.....	175
III.2. Identification des paramètres du modèle	178
III.3. Validation du modèle par comparaison aux mesures	184
III.4. Conclusion	186
IV. Modèle numérique du système PàC hybridé : réalisation et exploitation.....	187
IV.1. Modélisation de l'hybridation	187
IV.2. Dimensionnement du banc expérimental.....	189
IV.3. Validation du modèle de système hybride : comparaison aux mesures.....	194
IV.4. Conclusion	201
V. Conclusion	203
Bibliographie CHAPITRE 4.....	205
CONCLUSION	207

INTRODUCTION : Pourquoi des piles à combustible à bord des avions ?

La diminution des émissions de Gaz à Effet de Serre (GES) en vue de limiter le réchauffement climatique est devenue une des grandes priorités du XXI^{ème} siècle. La transition énergétique vers des sources renouvelables et des convertisseurs moins émetteurs est en marche.

Le réchauffement climatique est avéré et reconnu par la communauté scientifique [1]. Plusieurs indicateurs prouvent la réalité de ce réchauffement climatique et révèlent ses effets. Entre autres, la température moyenne à la surface du globe a augmenté de plus de 0.5 °C et localement jusqu'à 3.5 °C depuis 1950. Le niveau moyen de la mer à l'échelle du globe a augmenté d'environ 10 cm depuis 1950. Enfin, la couverture neigeuse dans l'hémisphère Nord a sensiblement diminué depuis 1950. Tous ces effets ont des impacts forts sur la faune et la flore à l'échelle du globe, mais aussi sur l'Homme.

D'après le GIEC (Groupe d'Experts Intergouvernemental sur l'Evolution du Climat) [1], « l'essentiel du réchauffement général moyen constaté depuis 50 ans est très probablement attribuable à l'augmentation de concentration des GES anthropiques ». Les principaux secteurs émetteurs de ces GES sont dans l'ordre décroissant : l'approvisionnement en énergie (25.9 %), l'industrie (19.4 %), la foresterie (17.4 %), l'agriculture (13.5 %), le transport (13.1 %) et le bâtiment (7.9 %). Le secteur du transport est celui qui présente la seconde croissance de ses émissions de GES la plus élevée [2].

Le GIEC se base sur plusieurs familles de scénario afin d'estimer le réchauffement climatique futur. Parmi ces scénarios, certains sont plus optimistes que d'autres, considérant que le recours aux énergies fossiles (fortement émettrices de GES) va largement diminuer et que des énergies moins émettrices prendront le relais (scénario B1 par exemple). D'autres scénarios sont plus pessimistes et considèrent que le recours à des énergies telles que le charbon vont continuer de croître, ainsi que la population mondiale (15 milliards en 2100) et la consommation énergétique moyenne par habitant (2 fois celle de 2000) (scénario A2 par exemple). Si la concentration de GES demeurerait constante, l'augmentation de la température mondiale à la surface du globe serait en 2100 de 0.5 °C, cas bien trop optimiste. Les scénarios optimistes (B1) conduisent à un réchauffement de 1.8 °C et les scénarios pessimistes (A2) à un réchauffement de 3.5 à 4 °C.

Afin de lutter contre le réchauffement climatique, divers objectifs sont fixés à différents niveaux hiérarchiques. Entre autres, l'Union Européenne a opté pour le programme 20 – 20 – 20 : d'ici 2020, réduire de 20 % les émissions de GES, réduire de 20 % la consommation des énergies primaires et enfin inclure 20 % d'énergies renouvelables dans la consommation énergétique [3]. A l'échelle du transport aérien en Europe, les objectifs définis par le Conseil Consultatif de la Recherche Aéronautique en Europe, ACARE, pour 2020 sont de réduire les émissions de CO₂ de 50 % et celles de NO_x de 80 % [4]. Le secteur du transport aérien représente à lui seul 3 % des émissions totales de GES [5]. Ainsi, réduire les émissions de GES liées au secteur aérien semble être une nécessité pour atteindre les objectifs cités ci-dessus.

Les émissions de GES liées au secteur du transport sont essentiellement dues aux convertisseurs énergétiques utilisés afin de transformer l'énergie chimique des vecteurs, très souvent issus du pétrole, en énergie mécanique. Les moteurs à combustion brûlent des carburants et rejettent dans l'atmosphère les produits de cette combustion : des GES (CO, CO₂, NO_x, etc.). Il existe dans le transport aérien une grande variété de moteurs à combustion : les turboréacteurs, turbopropulseurs et autres turbines utilisés essentiellement pour l'aviation civile et militaire et les Moteurs à Combustion Interne (MCI), semblables à ceux des automobiles, pour l'aviation légère. Tous sont émetteurs de GES. Les turboréacteurs et turbopropulseurs utilisés pour propulser les avions peuvent être optimisés pour réduire leur consommation, mais ils semblent à l'heure actuelle difficilement remplaçables. En revanche, les turbines de production d'électricité (APU pour Auxiliary Power Unit, utilisées sur les avions de ligne) ainsi que les MCI de l'aviation légère peuvent être remplacés par des systèmes électriques non émetteurs.

Outre le défi environnemental, les moteurs à combustion sont sujet à un autre problème majeur, celui de l'épuisement des ressources pétrolifères. En effet, le pétrole, principal vecteur énergétique des moteurs à combustion, est une ressource non renouvelable et donc qui s'épuise. De nouveaux gisements continuent d'être découverts, recélant parfois de vastes réserves, mais le coût d'extraction du pétrole devient de plus en plus rédhibitoire. Bien qu'il soit difficile de savoir quand précisément, la production de pétrole est sur le point de décliner dans les décennies à venir [6–8]. Par ailleurs, le prix du pétrole a globalement augmenté durant ces dernières années, et menace d'augmenter d'avantage dans les années à venir [9]. Enfin l'instabilité géopolitique des principaux pays producteurs et les difficultés d'approvisionnement n'arrangent pas la situation.

Réduction des émissions de GES, raréfaction des ressources pétrolifères et augmentation de leur prix sont autant de bonnes raisons en faveur d'une transition des moteurs à combustion vers des

convertisseurs énergétiques plus propres utilisant un vecteur autre que le pétrole, moins polluant et si possible non épuisable.

D'un point de vue environnemental, l'énergie électrique associée au moteur électrique est une bonne candidate pour remplacer l'énergie thermique dont profitent les MCI. L'électricité nécessaire au moteur peut alors être issue directement d'un stockage ou bien d'un convertisseur énergétique (en général associé à un stockage). Il existe de nombreux convertisseurs énergétiques permettant de produire de l'électricité, mais peu d'entre eux sont technologiquement viables pour des applications embarquées ou de transport. Les panneaux solaires, par exemple, ont l'avantage de ne pas recourir à un vecteur énergétique, puisqu'ils tirent avantage de la lumière qui leur parvient. Cependant, leur densité surfacique de puissance est trop faible pour la plupart des applications de transport (automobile, aéronautique, naval, etc.) et le caractère intermittent de l'ensoleillement est trop restrictif. Ils peuvent néanmoins être utilisés en appoint, par exemple pour recharger un stockage. Les batteries électriques présentent l'intérêt de stocker l'énergie sous forme électrochimique et de ne pas nécessiter de convertisseur énergétique pour restituer cette énergie sous forme d'électricité. Ainsi, elles ne sont constituées d'aucun ensemble mécanique. Les batteries et plus particulièrement celles au lithium sont de plus en plus utilisées dans les applications de transport, notamment automobile (véhicules hybrides ou entièrement électriques). Leur densité massique de puissance particulièrement élevée les rend particulièrement intéressantes pour les applications mobiles. Cependant, leur relative faible densité massique d'énergie ne permet pas de rivaliser avec le pétrole et impose des autonomies encore trop limitées. Les super-condensateurs, autre stockage électrochimique de l'électricité, présentent des densités massiques de puissance encore plus intéressantes que celles des batteries. En revanche, leur densité massique d'énergie est d'autant plus faible. Les Piles à Combustible (PàC) quant à elles sont caractérisées par une bonne densité massique d'énergie et une densité massique de puissance plus faible que les batteries au lithium.

La PàC est un convertisseur électrochimique qui permet de transformer l'énergie chimique d'un vecteur énergétique en électricité. A la différence de la batterie, elle ne contient pas les réactifs de la réaction produisant l'électricité. Ceux-ci sont stockés par ailleurs, de façon semblable au pétrole pour les MCI. Il existe plusieurs types de PàC basés sur différentes réactions électrochimiques et utilisant différents réactifs. Le principe de la PàC est mis en évidence en 1839 par Christian Schönbein, puis William Grove réalise en 1842 le premier prototype de laboratoire. Le développement de la PàC se fait de façon discontinue. En 1932 les travaux de Grove et Schönbein sont repris par Francis Bacon qui réalise un prototype de 1 kW en 1953 puis un second de 5 kW en 1959. La NASA utilise ensuite des PàC pour ses programmes spatiaux : Gemini, Apollo et la navette

spatiale en étaient équipés pour y produire de l'électricité qui alimentait les systèmes de bord. Mais les PàC ne sont pas pour autant considérées dans les applications de transport comme l'automobile. Le fort lobby du pétrole, la peur de l'hydrogène malheureusement associée à la catastrophe de l'Hindenburg (destruction par incendie du Zeppelin allemand en 1937) et le coût très élevé des matières premières (comme le platine) nécessaires aux PàC sont autant de verrous qui dissuadent de les introduire dans les applications destinées au grand public, comme l'automobile.

Il faut attendre les années 1990 pour voir les premiers projets de recherche concernant l'utilisation de PàC dans le domaine public, et notamment pour le transport. On peut citer entre autres le projet FEVER initié par Renault en collaboration avec le CEP Sophia Antipolis (Ecole des Mines de Paris), visant à alimenter un moteur électrique pour la propulsion d'une Laguna break. A l'époque, quasiment tout le volume de la voiture est occupé par le système PàC, ses auxiliaires et le stockage de gaz. Depuis une dizaine d'années, avec l'envolée des prix du pétrole, la conscience écologique grandissante et les progrès réalisés sur le stockage de l'hydrogène et la réduction des coûts liés aux matières premières, on constate un fort engouement des grands groupes automobiles pour la technologie PàC, et plus spécifiquement pour la PàC PEM, c'est-à-dire à membrane échangeuse de protons (PEMFC en anglais pour Proton Exchange Membrane Fuel Cell). L'Allemagne, les Etats-Unis, le Canada et le Japon entre autres, sont particulièrement actifs dans ce domaine. De nombreux démonstrateurs sont réalisés et des flottes d'automobiles à PàC sont déployées afin d'obtenir du retour sur expérience à grande échelle. L'Allemagne par exemple déploie actuellement un réseau d'une centaine de stations d'approvisionnement en hydrogène à travers tout le pays. La législation Allemande autorise d'ores et déjà la circulation des véhicules alimentés par PàC.

Les PEMFC utilisent la réaction électrochimique inverse de l'électrolyse : l'hydrogène et l'oxygène gazeux réagissent pour former de l'eau, de la chaleur et de l'électricité. La PEMFC est alimentée en gaz réactifs : l'hydrogène est stocké et l'oxygène provient soit de l'air ambiant, soit d'un stockage, sous forme de gaz pur. Les gaz sont séparés par une membrane qui leur est imperméable mais qui est perméable aux protons. L'hydrogène est dissocié en protons et en électrons grâce à un catalyseur, en général du platine. Les protons formés à l'anode traversent la membrane et une fois arrivés du côté de la cathode réagissent avec l'oxygène et les électrons pour former de l'eau (là encore grâce à un catalyseur). Les électrons quant à eux sont amenés à la cathode via un circuit électrique externe. C'est ainsi que l'électricité produite par la réaction est utilisée. En plus de l'eau et de l'électricité, la réaction électrochimique produit de la chaleur.

Les PEMFC présentent de nombreux avantages qui en font de très bonnes candidates pour remplacer les MCI, une fois associées à un moteur électrique. Tout d'abord, les seuls rejets de la

réaction sont de l'eau pure et de la chaleur (pour les PEMFC fonctionnant à l'hydrogène pur). Les émissions sonores des PEMFC sont essentiellement générées par le compresseur d'air (pour les PEMFC à air) et sont en conséquence très faibles et nettement moindres que celles d'un moteur à combustion. Le rendement des PEMFC est très bon comparé à celui des MCI : de 40 à 50 % contre 20 à 30 %. Le rendement d'un moteur électrique étant très élevé (de l'ordre de 90 %), le rendement de l'ensemble PEMFC et moteur reste largement supérieur à celui d'un MCI. Parmi les sources d'électricité applicables au transport, les PEMFC sont celles qui offrent les meilleures densités massiques d'énergie, avec des valeurs de l'ordre de 1000 Wh.kg^{-1} . De plus, leur densité volumique de puissance est aussi intéressante, atteignant à l'heure actuelle 400 W.l^{-1} . Des progrès considérables ont été réalisés sur le stockage de l'hydrogène. Des réservoirs munis d'un liner polymère et d'une enveloppe en composite à base de fibres de carbone permettent d'atteindre des pressions de stockage de 700.10^5 Pa , offrant des autonomies de l'ordre de 500 km aux automobiles. La sécurité de ces stockages est désormais très bien maîtrisée, puisqu'ils sont testés à des pressions au moins deux fois supérieures à leur pression de service. Les réservoirs étant placés dans des zones ventilées, si une fuite apparaît, le gaz s'échappe vers le haut (notamment grâce à la légèreté de l'hydrogène) sans risquer de s'étaler, ce qui limite les risques de propagation d'incendie, contrairement au combustible liquide comme l'essence. Bien que les PEMFC recourent à des matériaux coûteux (platine), leur prix a été largement diminué au cours des dernières années. Etant données les technologies actuelles et dans le cas d'une industrialisation massive comme par exemple pour le secteur automobile, le prix des PEMFC serait de 70 à 130 $\text{\$.kW}^{-1}$ [10] (le Department Of Energy américain a fixé un objectif à 30 $\text{\$.kW}^{-1}$ d'ici 2015).

Si l'utilisation de l'hydrogène avec une PEMFC est propre, la question de la production de l'hydrogène se pose. Actuellement, elle est assurée à plus de 90 % par les hydrocarbures [10]. Heureusement, de nombreuses voies alternatives de production propre de l'hydrogène sont en développement, comme par exemple l'électrolyse de l'eau, la photo(électro)lyse de l'eau, les cycles thermochimiques, la photobiologie (production par des microorganismes) ou encore l'approche bio-inspirée (reproduction de mécanismes naturels comme la photosynthèse). Ainsi, on peut espérer voir la proportion d'hydrogène propre augmenter dans les années à venir.

Les PEMFC ont beau être des systèmes assez matures d'un point de vue industriel, de nombreuses recherches sont encore menées à l'heure actuelle, mobilisant de nombreux acteurs scientifiques dans différents domaines et générant un fort intérêt de la communauté. Parmi les principaux axes de recherche autour des PàC et de l'hydrogène, on peut citer l'augmentation de la température de fonctionnement (PEMFC haute température), l'intégration systémique, le remplacement du support catalytique en vue d'accroître la durée de vie, le développement de

compresseurs adaptés, la sécurité et la fiabilité de la manipulation de l'hydrogène ainsi que son stockage.

Comme cela a été évoqué, l'intégration des PEMFC dans les automobiles est déjà très avancée et au stade de démonstration à grande échelle. L'intégration à l'aéronautique quant à elle est moins avancée, bien que plusieurs équipes de recherche et des industriels s'y intéressent fortement. Le potentiel des PEMFC dans l'aéronautique est fort et les applications envisagées nombreuses. A bord des avions de ligne, les PEMFC peuvent être utilisées pour remplacer les APU, qui sont à l'heure actuelle des turbines à faible rendement (de l'ordre de 20 %). Ainsi, il serait possible de produire toute l'électricité dont un avion a besoin sans utiliser de kérosène et sans émettre de GES. Les avions de ligne de nouvelle génération étant de plus en plus équipés de systèmes recourant à l'énergie électrique (gouvernes, lumière, climatisation, divertissement, ordinateurs de bord, etc.), cela présente un intérêt certain. Le roulage de l'avion au sol, depuis son point de stationnement jusqu'au seuil de piste, peut être réalisé grâce à des moteurs électriques placés dans le train avant de l'avion. L'électricité nécessaire peut être produite par une PàC comme cela a été démontré expérimentalement [11] ce qui permet d'économiser une grande quantité de kérosène, de réduire considérablement les émissions de GES au sol et enfin, de diminuer sensiblement les nuisances sonores aux abords des aéroports. A bord des avions légers, il est envisageable de remplacer le MCI entraînant l'hélice de propulsion par un ensemble PEMFC, batteries au lithium et moteur électrique. L'intérêt de recourir à la fois à une PEMFC et à des batteries est de tirer parti de la densité massique d'énergie de la PàC et de la densité massique de puissance des batteries. Ainsi, la PàC peut fournir la puissance nécessaire au vol de croisière et les batteries servir d'appoint pour le décollage. L'avion léger propre est envisagé au même titre que l'automobile propre.

Le travail réalisé au cours de la thèse présentée ici a été consacré à cette dernière application : la propulsion d'un avion léger alimenté par un système PEMFC hybridé avec des batteries Li-Ion. La thèse s'est déroulée au Centre Energétique et Procédés (CEP) de MINES ParisTech à Sophia Antipolis, au sein de l'équipe Energétique, Matériaux et Procédés, dans le cadre du projet APACHE. Le CEP a participé comme partenaire au projet FUI (Fond Unifié Interministériel) APACHE, dont l'acronyme signifie Application Pile A Combustible Hybridée Embarquée. Ce projet regroupe des industriels aéronautiques dont Eurocopter (compagnie d'EADS spécialisée dans la conception et la fabrication d'hélicoptères civils et militaires), ECT Industries (conception de systèmes embarqués, désormais NSE Industries), ISNAV (société de conseil aéronautique), Lisa Airplanes (Start up, conception et fabrication d'un avion léger) et Hélium Hydrogen Power, spécialisée dans la conception

de PàC et d'électrolyseurs (filiale d'Aréva,). Ce projet APACHE visait à étudier la faisabilité de la propulsion d'avions légers à pile à combustible.

Les objectifs de la thèse étaient d'identifier les pistes applicatives des PàC dans l'aéronautique, d'analyser la faisabilité d'intégrer une PàC dans un aéronef léger et d'étudier l'hybridation de la PàC avec les batteries Li-Ion. Le travail consistait donc à mener une étude paramétrique pour identifier et évaluer qualitativement et quantitativement les solutions techniques disponibles pour concevoir et intégrer une chaîne de puissance comprenant PàC et batteries Li-ion dans un avion.

La problématique est donc décomposée en deux grandes parties : la navigabilité des systèmes PEMFC d'une part et d'autre part leur hybridation avec des batteries Li-Ion.

La navigabilité est l'aptitude d'un système à fonctionner en milieu aérien. On s'intéresse ici à deux aspects du fonctionnement en milieu aérien : l'évolution en altitude et les inclinaisons imposées par les mouvements de l'avion. La pression de l'air diminuant sensiblement avec l'altitude, on souhaite évaluer l'effet de cette diminution de pression sur les performances d'une PEMFC fonctionnant grâce à l'air ambiant. Se pose ensuite la question de savoir s'il vaut mieux recourir à une PàC aérobie (utilisant l'air ambiant) ou à une PàC anaérobie (utilisant un stockage d'oxygène embarqué). Ces deux technologies ont des performances, des auxiliaires, des masses et des volumes différents. Dans le cadre d'une intégration à un aéronef léger, ces paramètres sont primordiaux. Enfin, l'avion porteur, lorsqu'il vire pour changer de trajectoire, impose ses inclinaisons au système PàC qu'il emporte. Il est important de savoir si ces inclinaisons peuvent impacter le fonctionnement du système PàC et dans quelle mesure.

L'hybridation d'une PàC avec des batteries Li-Ion n'est pas triviale, bien que ce type de système soit répandu. Il est proposé ici de s'intéresser à une architecture innovante d'hybridation des deux sources électriques : l'hybridation parallèle directe. Cette architecture consiste à ne pas utiliser de convertisseur électrique (en général de type DC/DC) et à relier directement les deux sources. L'hybridation directe impose un dimensionnement précis afin de répondre aux besoins de l'application visée. L'outil de dimensionnement développé et présenté au chapitre 4 est conçu et utilisé afin de réaliser un banc expérimental permettant de tester un système à échelle réduite.

Les recherches entreprises nécessitent de recourir à la fois à des expérimentations et à des modélisations numériques. Des systèmes PàC aérobies sont expérimentés à différentes altitudes (jusqu'à 2 200 m). Un modèle numérique (présenté au chapitre 4), calé grâce aux mesures précédentes, permet d'extrapoler le comportement d'une PàC à plus haute altitude (5 000 m) et de

calculer sa réponse en tension et sa consommation en gaz pour différents profils de vol. Par ailleurs, des essais sont réalisés sur un système PàC anaérobie (au niveau de la mer) qui est ensuite modélisé numériquement. Ainsi, on est en mesure de comparer qualitativement les deux technologies en fonction de leurs masses et volumes et de statuer sur leurs avantages et inconvénients (complexité, sensibilité aux pollutions de l'air, etc.).

Afin d'investiguer les effets des inclinaisons, un système aérobie et un autre anaérobie sont testés expérimentalement sur un banc inclinable dans diverses positions représentatives de celles rencontrées à bord d'un avion léger.

Dans le cadre des travaux d'hybridation, une série d'expériences sont menées sur une batterie Li-Ion. Parallèlement, un modèle numérique de batteries est mis en place (chapitre 4). Les mesures réalisées préalablement sont ensuite utilisées pour caler le modèle numérique de batterie. Ce modèle de batterie, couplé au modèle de PàC précédemment introduit, permet de simuler numériquement le comportement d'un système hybride direct. Ainsi, l'influence des paramètres de dimensionnement est étudiée et l'architecture optimale d'hybridation est définie. Enfin, le banc expérimental d'hybridation directe est réalisé et testé. Les mesures sont ensuite comparées aux prévisions du modèle numérique. En fonction de cette comparaison, le modèle d'hybridation est corrigé pour être le plus représentatif possible de la réalité.

Le présent manuscrit est composé de quatre chapitres. Le premier d'entre eux est consacré à la présentation des systèmes PEMFC, leurs applications dans le domaine aéronautique et la problématique qui en découle. Y sont également présentées la problématique de l'hybridation ainsi que les batteries au lithium. Le deuxième chapitre est dédié aux travaux menés sur les systèmes PEMFC : la navigabilité. On y traite donc de la sensibilité des PàC aérobies à l'altitude, de l'étude entre les technologies aérobie et anaérobies (le modèle numérique de PàC utilisé ici est présenté au chapitre 4) et enfin des effets du fonctionnement sous diverses inclinaisons. Les troisième et quatrième chapitres sont intimement liés. Ils rapportent la méthode employée afin de réaliser et d'exploiter le banc expérimental d'hybridation directe ainsi que les résultats obtenus expérimentalement et numériquement. Ainsi, le chapitre 3 présente les aspects expérimentaux de ces travaux. Tout d'abord les essais réalisés sur un élément de batterie et qui ont permis de caler le modèle numérique, puis les essais réalisés sur un pack de batteries de cinq éléments et enfin les essais menés sur le banc d'hybridation directe sont présentés et analysés. Enfin, dans le chapitre 4 sont développées les méthodes numériques qui ont permis la création du modèle de système hybride direct. Dans un premier temps, le modèle de PàC et la technique de calage avec les mesures (mesures présentées au chapitre 2) sont présentés. Dans un second temps, le modèle de batterie Li-

Ion est introduit. On explique ensuite comment, grâce aux mesures présentées dans le chapitre 3, ledit modèle de batterie est calé. Par la suite, les modèles de PàC et de batteries sont couplés. Le modèle de système hybride obtenu est utilisé afin de dimensionner le banc expérimental qui est présenté dans le chapitre 3. Enfin, une fois que le banc a été réalisé et exploité (chapitre 3), les résultats expérimentaux sont utilisés pour valider et améliorer le modèle numérique du système hybride. Le modèle numérique de système hybride obtenu peut être utilisé pour simuler son fonctionnement dans différentes conditions et sous différentes sollicitations représentatives de diverses applications (automobile par exemple).

Bibliographie Introduction

- [1] R.K. Pachauri, A. Reisinger, Changements Climatiques 2007 Rapport De Synthèse, [Http://www.ipcc.ch/pdf/assessment-report/ar4/syr/ar4_syr_fr.pdf](http://www.ipcc.ch/pdf/assessment-report/ar4/syr/ar4_syr_fr.pdf), GIEC, 2008.
- [2] H. David A., Transportation Research Part D: Transport and Environment 13 (2008) 95–111.
- [3] Commission Des Communautés Européennes, Communication De La Commission Efficacité énergétique: atteindre l'objectif des 20 %, <http://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=COM:2008:0772:FIN:FR:PDF>, Bruxelles, 2008.
- [4] Commission Européenne/Recherche Européenne/Transport, Beyond Vision 2020 (Towards 2050), [Ftp://ftp.cordis.europa.eu/pub/technology-platforms/docs/acare-background-2010_en.pdf](ftp://ftp.cordis.europa.eu/pub/technology-platforms/docs/acare-background-2010_en.pdf), Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, 2010.
- [5] A. Anger, Journal of Air Transport Management 16 (2010) 100–105.
- [6] H. Waisman, J. Rozenberg, O. Sassi, J.-C. Hourcade, Energy Policy 48 (2012) 744–753.
- [7] S. Sorrell, J. Speirs, R. Bentley, R. Miller, E. Thompson, Energy 37 (2012) 709–724.
- [8] P. de Almeida, P.D. Silva, Energy Policy 37 (2009) 1267–1276.
- [9] S.F. Schubert, S.J. Turnovsky, Journal of Development Economics 94 (2011) 18–29.
- [10] É. Freund, P. Lucchese, L'hydrogène, Carburant De L'après-pétrole ?, Éditions TECHNIP, IFP Énergies Nouvelles Publications, 2012.
- [11] Fuel Cell Today : [Http://www.fuelcelltoday.com/news-events/news-archive/2011/july/dlr%27s-airbus-successfully-taxis-using-fuel-cell-nose-wheel](http://www.fuelcelltoday.com/news-events/news-archive/2011/july/dlr%27s-airbus-successfully-taxis-using-fuel-cell-nose-wheel) (2011).

Chapitre 1

Table des matières CHAPITRE 1 : Présentation des systèmes Pile à Combustible hybridés

Table des figures CHAPITRE 1.....	5
CHAPITRE 1 : Présentation des systèmes Pile à Combustible hybridés	7
I. Introduction.....	7
II. Les Piles à combustible.....	7
II.1. Principe de fonctionnement d'une cellule PàC.....	7
II.2. Les PEMFC.....	9
II.2.1. La cellule	9
II.2.1.1) Les plaques bipolaires	9
II.2.1.2) L'Assemblage Membrane Électrode	10
II.2.2. La courbe de polarisation	11
II.2.3. Le stack	16
II.2.4. Le système	17
II.2.5. Les rendements	18
II.2.5.1) Le rendement cellule.....	18
II.2.5.2) Le rendement faradique	19
II.2.5.3) Le rendement système.....	21
II.2.5.4) Le rendement global du système PàC.....	22
II.3. Applications aéronautiques et spatiales.....	22
II.3.1. Les modules spatiaux	22
II.3.2. Les ballons et dirigeables	23
II.3.2.1) Ballons de haute altitude	23
II.3.2.2) Dirigeables.....	24
II.3.3. Les UAV.....	25
II.3.4. Les avions	26
II.3.4.1) Propulsion d'avions légers	26
II.3.4.2) Apport de puissance pour avion de ligne.....	29
II.4. Navigabilité des systèmes PEMFC	29
II.4.1. Pression	30
II.4.1.1) Pression ambiante et étanchéité	30
II.4.1.2) Pression de l'air dans la PàC.....	32
II.4.2. Température.....	34
II.4.2.1) Démarrages et fonctionnement à froid	34

II.4.2.2)	Refroidissement de la PàC	35
II.4.2.3)	Formation de glace.....	37
II.4.3.	Inclinaisons	38
II.4.4.	Accélérations	40
II.4.5.	Vibrations	41
II.5.	Conclusion.....	42
III.	Problématique de l'hybridation	43
III.1.	Introduction : Intérêts de l'hybridation	43
III.1.1.	Récupération d'énergie	43
III.1.2.	Réponse temporelle	44
III.1.3.	Dimensionnement du système PEMFC	44
III.1.4.	Source de secours.....	46
III.2.	Propriétés et fonctionnement des batteries	46
III.2.1.	Généralités sur les batteries.....	46
III.2.2.	Batteries lithium métal.....	48
III.2.3.	Batterie lithium polymère	48
III.2.4.	Batteries lithium-ion.....	48
III.3.	Architectures d'hybridation	49
III.3.1.	Généralités sur les architectures d'hybridation PàC / batteries	49
III.3.2.	Hybridation indirecte (avec convertisseur intermédiaire)	50
III.3.3.	Hybridation directe (sans convertisseur intermédiaire)	50
III.4.	Conclusion.....	51
IV.	Conclusion	52
	Bibliographie CHAPITRE 1.....	54

Table des figures CHAPITRE 1

Figure 1 : Principe de fonctionnement d'une PàC.....	8
Figure 2 : Schéma d'une cellule de PEMFC.....	9
Figure 3 : Courbe de polarisation typique d'une cellule de PEMFC.	11
Figure 4 : Schéma d'un stack de PàC.	17
Figure 5 : Module IMHOTEP de 20kW, anaérobie, développé par Héliion dans le cadre du projet APACHE (a) et système NEXA Ballard 1,2 kW, aérobique (b).	18
Figure 6 : PàC alcaline du programme Apollo (a) et PEMFC du programme Gemini (b).	23
Figure 7 : Space Shuttle (a) et son AFC (b) (NASA).	23
Figure 8 : Photographies du dirigeable Dirisoft MC 160 (b) et de sa PEMFC (a) (NEXA Ballard 1,2 kW).	24
Figure 9 : UAV du Naval Research Laboratory.....	26
Figure 10 : ION Tiger, UAV détenteur du record mondial d'endurance en 2009 avec 23 heures de vol.	26
Figure 11 : Avion Boeing (a) et DLR Antares H2 (b) tous deux équipés d'un système PEMFC.....	27
Figure 12 : DLR Antares H3 équipé de deux PEMFC.....	27
Figure 13 : Rapid 200 modifié équipé d'un système PEMFC du projet ENFICA-FC.	28
Figure 14 : PEMFC Michelin (a), train d'atterrissage avant modifié (b) et essais de roulage (c).	29
Figure 15 : Température d'ébullition de l'eau (bleue), température ambiante de l'air atmosphérique (vert) et altitude de vol (rouge) en fonction de la pression ambiante.....	31
Figure 16 : Courbes de polarisation d'une PàC "à respiration" réalisées sous deux pressions ambiantes (lignes : $1,013 \cdot 10^5$ Pa ; points : $0,253 \cdot 10^5$ Pa) et pour trois flux d'air différents (SLPM : standard liter per minute), d'après [24].	33
Figure 17 : Photographies du système Ballard NEXA [®] 1,2 kW : ventilateur (à gauche) et canaux de circulation entre les cellules (à droite).	36
Figure 18 : Profil de puissance pour un vol type d'avion léger biplace comme ceux étudiés dans le cadre du projet APACHE. Rouge : puissance totale ; vert : puissance PàC ; bleu : puissance batteries ; 1 : essais système et montée en température de la PàC ; 2 : roulage ; 3 : décollage et montée initiale ; 4 : montée ; 5 : croisière ; 6 : descente et atterrissage ; 7 : roulage.	45
Figure 19 : Diagramme de Ragone issu de [41] (lignes pointillées : temps caractéristiques de décharge).....	46
Figure 20 : Schéma de principe d'une batterie en décharge (a) et en charge (b).	47

Figure 21 : Principe général d'hybridation.	50
Figure 22 : Schéma d'hybridation directe.	51

CHAPITRE 1 : Présentation des systèmes Pile à Combustible hybridés

I. Introduction

Le premier chapitre de cette thèse est dédié à la présentation du système Pile à Combustible (PàC) hybridé qui fait l'objet des travaux de recherche ici présentés. Cette présentation du système est faite en deux étapes. Une première partie est consacrée à la source principale du système, la PàC. La seconde partie est quant à elle consacrée à l'hybridation électrique de la PàC avec une source secondaire. La PàC étant le cœur du système et l'élément le plus complexe, une présentation approfondie en est donnée. Le fonctionnement d'une PàC de type PEM (PEMFC pour Proton Exchange Membrane Fuel Cell) est expliqué. Une revue de ses utilisations en milieu aérien est également proposée. Enfin, une réflexion sur la navigabilité (ou aptitude à naviguer, c'est à dire à fonctionner en conditions de déplacement en milieu aérien) des systèmes PEMFC est initiée afin de dégager les principales interrogations que soulèvent l'utilisation d'un tel système à bord d'un aéronef. Dans un second temps, la problématique de l'hybridation est abordée. Pourquoi associer le système PàC à une source de puissance secondaire ? Des réponses sont apportées à cette question en se basant sur les possibilités qu'offre une source secondaire, sur les lacunes des PàC à répondre aux attentes du domaine et enfin sur les applications aéronautiques visées. La nature de cette source est ensuite définie à travers la présentation du fonctionnement des batteries et de leurs caractéristiques techniques. Enfin, la question de l'architecture de cette hybridation est soulevée et deux pistes de travail sont présentées.

II. Les Piles à combustible

II.1. Principe de fonctionnement d'une cellule PàC

Pour commencer, il est important de rappeler qu'une PàC est un convertisseur d'énergie, et non un générateur ou une source d'énergie. La PàC convertit l'énergie chimique interne d'un combustible en énergie électrique et thermique. Cette conversion est réalisée grâce à une réaction dite électrochimique d'oxydoréduction. Cette réaction consiste en l'oxydation d'un combustible d'une part (à l'anode) et en la réduction d'un comburant d'autre part (à la cathode). Ces deux réactions sont favorisées par un catalyseur, en général du platine. Les deux réactifs sont séparés par un électrolyte à travers lequel les ions produits par la réaction circulent. Les ions circulent de l'anode vers la cathode lorsqu'il s'agit d'un électrolyte acide, et inversement avec un électrolyte alcalin. L'oxydation du combustible à l'anode produit des électrons qui rejoignent le comburant situé à la

cathode via un circuit électrique externe à la PàC, permettant la récupération de l'énergie convertie. L'électrolyte est pris en sandwich entre deux électrodes (anode et cathode) faites d'un matériau poreux et conducteur (par exemple un tissu de carbone, support du catalyseur), le tout étant lui-même entouré de deux plaques bipolaires en matériau conducteur (souvent du graphite). Les plaques bipolaires servent entre autres à l'acheminement des gaz réactifs, le combustible à l'anode (le plus souvent de l'hydrogène) et le comburant à la cathode (de l'oxygène pur ou ambiant). Pour cela, des micro-canaux sont gravés dans les plaques. Ces gaz diffusent ensuite à travers le milieu poreux des électrodes avant d'atteindre le catalyseur et l'électrolyte. Les espèces chimiques produites lors de la réaction sont évacuées par les canaux de la plaque bipolaire (à l'anode ou à la cathode selon le type de PàC).

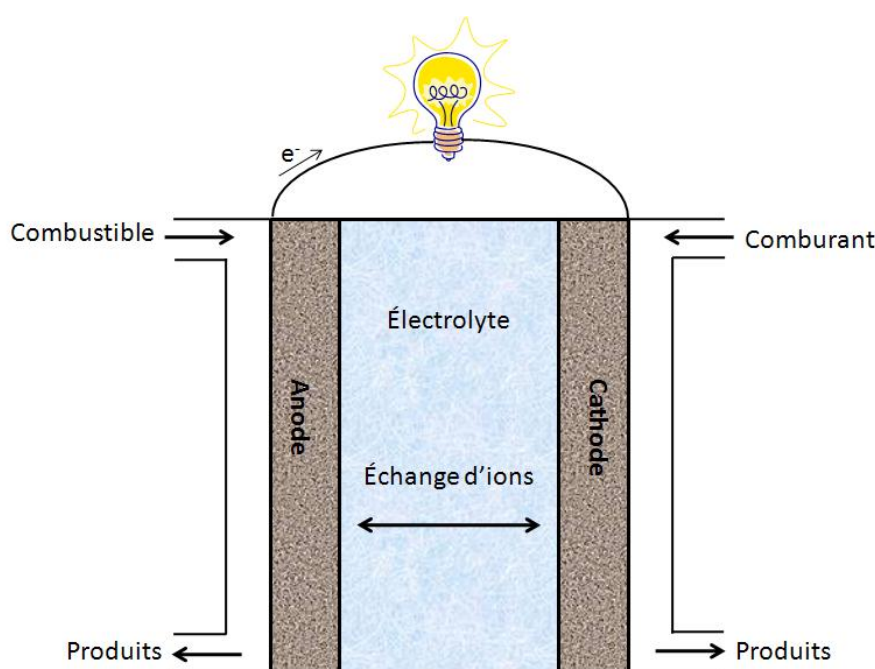
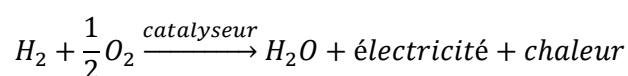


Figure 1 : Principe de fonctionnement d'une PàC.

L'hydrogène et l'oxygène réagissent pour former de l'eau, de l'électricité et de la chaleur, la réaction étant exothermique et la résistance interne produisant un effet Joule. Si le comburant n'est pas de l'oxygène pur, les autres espèces chimiques qu'il contient sont rejetées, pour la plupart sans réagir (excepté le CO_2 pour les MCFC - piles à combustible à carbonate fondu - ou les AFC - piles à combustible alcalines - qui peut réagir avec l'électrolyte). La réaction électrochimique globale s'écrit de la façon suivante :



où, dans les conditions standards (indice 0, à 25 °C et 10^5 Pa), l'enthalpie libre de réaction ΔG^0 vaut -237 kJ.mol⁻¹ et l'enthalpie de réaction ΔH^0 vaut -286 kJ.mol⁻¹.

II.2. Les PEMFC

Le travail présenté dans ce manuscrit se consacre exclusivement aux PEMFC. Les PEMFC et plus particulièrement les PEMFC basse température sont les PàC les plus répandues dans les applications mobiles de type transport, notamment grâce à leur densité de courant élevée, leur bon rendement, leur durée de vie accrue, leur temps de démarrage rapide (dû à leur basse température de fonctionnement), leur coût raisonnable et leur fabrication relativement aisée.

II.2.1. La cellule

Les Piles à Combustible à Membrane Échangeuse de Protons (PEMFC pour Proton Exchange Membrane Fuel Cell) sont un type particulier de PàC dotée d'une membrane électrolyte solide acide en polymère (souvent du Nafion[®], polymère perfluoré sulfoné) permettant le transfert de protons de l'anode vers la cathode. La cellule d'une PEMFC est constituée, comme expliqué précédemment, de deux plaques bipolaires entourant un Assemblage Membrane Électrode (AME ou MEA pour Membrane Electrode Assembly).

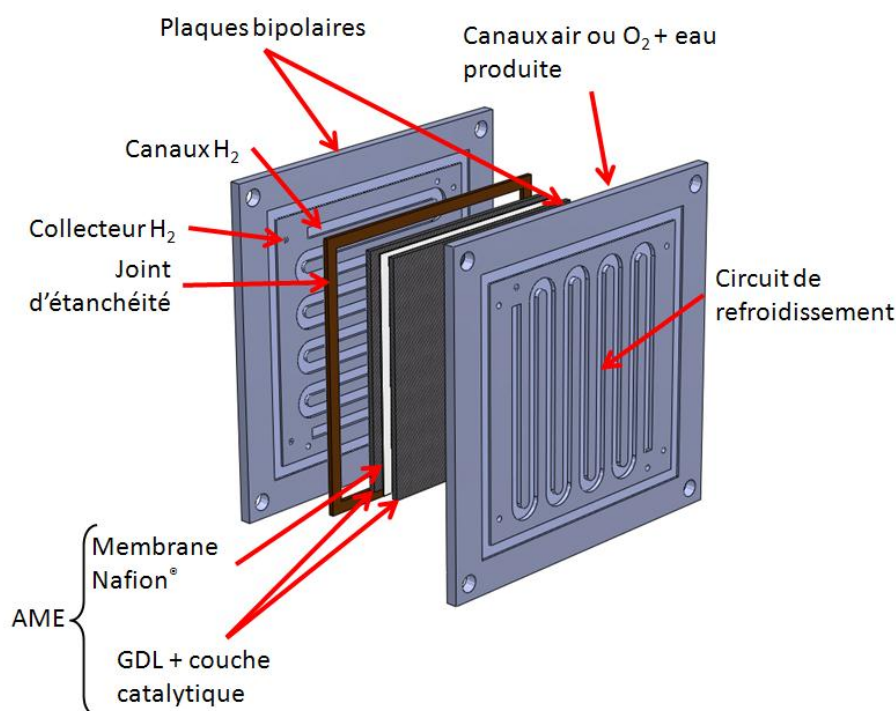


Figure 2 : Schéma d'une cellule de PEMFC.

II.2.1.1) Les plaques bipolaires

Les plaques bipolaires ont un triple rôle : assurer le contact électrique entre deux cellules, la circulation des gaz et la circulation du fluide de refroidissement. Les plaques bipolaires sont faites de

graphite le plus souvent (conducteur électrique). Du côté intérieur de la cellule (du côté de l'AME), des micro-canaux sont gravés permettant l'acheminement des gaz vers l'AME. Le dessin de ces micro-canaux varie d'une pile à une autre et doit être optimisé afin d'assurer une bonne répartition des gaz dans l'AME et des pertes de charge minimales. Ces canaux sont également la voie de sortie de l'eau produite par la réaction électrochimique (essentiellement à la cathode). Des écoulements diphasiques (à deux phases, liquide et gaz) complexes y ont donc lieu. Une évacuation performante de l'eau produite est nécessaire afin de ne pas générer de bouchon liquide dans les canaux, ce qui pourrait gêner le bon acheminement des gaz vers l'AME. Sur l'autre face de ces plaques (du côté extérieur de la cellule) des canaux permettent la circulation d'un fluide de refroidissement (air, eau désionisée, ou autre liquide non conducteur). Les plaques bipolaires jouent donc un rôle important dans la cellule d'une PàC. Par ailleurs, elles constituent l'essentiel de la masse et du volume d'une cellule, et donc du stack (empilement des cellules élémentaires). Elles doivent donc être conçues les plus fines et les plus légères possibles. L'augmentation de la densité de puissances volumique et massique des PàC fait partie des enjeux majeurs de leur intégration aux moyen de transports comme les automobiles, les bus, les sous-marins et les avions [1,2].

II.2.1.2) L'Assemblage Membrane Électrode

L'AME est le cœur réactionnel de la PàC, là où les réactions électrochimiques ont lieu. L'AME est constitué, de l'extérieur vers l'intérieur, de deux couches de diffusion des gaz (GDL pour Gas Diffusion Layer), de deux couches catalytiques (anode et cathode) et de la membrane échangeuse de protons.

Les GDL permettent la diffusion des gaz vers la couche catalytique de façon homogène. Les GDL sont en général des tissus de carbone constituant ainsi un milieu poreux et fibreux.

La couche catalytique est un support carboné sur lequel sont déposées des nanoparticules de platine mélangées avec l'ionomère compatible avec la membrane (ex : Nafion®). Ce mélange est déposé sur le support carboné sous forme d'encre liquide, puis séchée. Le platine joue le rôle de catalyseur afin de favoriser les deux demi réactions électrochimiques aux deux électrodes :

- à l'anode : $H_2 \xrightarrow{\text{catalyseur}} 2H^+ + 2e^-$
- à la cathode : $\frac{1}{2}O_2 + 2H^+ + 2e^- \xrightarrow{\text{catalyseur}} H_2O$

Le Nafion® de la couche catalytique permet le transfert des protons vers la membrane. Le tissu de carbone à un double rôle : l'acheminement des gaz et la conduction des électrons vers la plaque

bipolaire. Il est important que des points triples existent, c'est à dire des points où les trois matériaux se rejoignent, afin d'assurer toutes les fonctions de la couche catalytique.

Enfin, la membrane, au centre de l'AME, assure le transfert des protons de l'anode vers la cathode. Elle est imperméable aux électrons. La membrane doit également être la plus imperméable possible aux gaz présents (hydrogène et oxygène, mais aussi azote et dioxyde de carbone). L'imperméabilité à l'hydrogène n'est pas évidente en raison de sa faible masse volumique et de sa forte diffusivité. La membrane Nafion® (élaborée par Dupont de Nemours) se compose d'un squelette de PTFE (Téflon) qui sert de support à des chaînes perfluorosulfonées. La conduction protonique se fait par électro-osmose en présence d'eau, grâce à une différence de potentiel entre anode et cathode. L'hydratation de la membrane est donc un paramètre important qui influence fortement le fonctionnement de la pile. De plus, la membrane peut se détériorer si son hydratation n'est pas suffisante pendant le fonctionnement de la pile, conduisant éventuellement à des fuites de gaz. La membrane est un élément fragile de la cellule, composé de polymère et d'une épaisseur de quelques dizaines de μm tout au plus. Il est donc important que les deux gaz réactifs soient à des pressions les plus proches possibles. Une trop grande différence de pressions à travers la membrane pourrait la déchirer. Enfin, la membrane étant un composé polymère, sa température est également un paramètre important. Ce polymère peut être détérioré si sa température excède une certaine limite, de l'ordre de $80\text{ }^{\circ}\text{C}$. En cas de détérioration de la membrane, sa conductance protonique peut être diminuée et dans les cas les plus graves, la membrane peut se déchirer, entraînant des fuites de réactifs. Il existe cependant des membranes non fluorées capable de tenir des températures plus élevées (environ $100\text{ }^{\circ}\text{C}$) et équipant des PEMFC haute température.

II.2.2. La courbe de polarisation

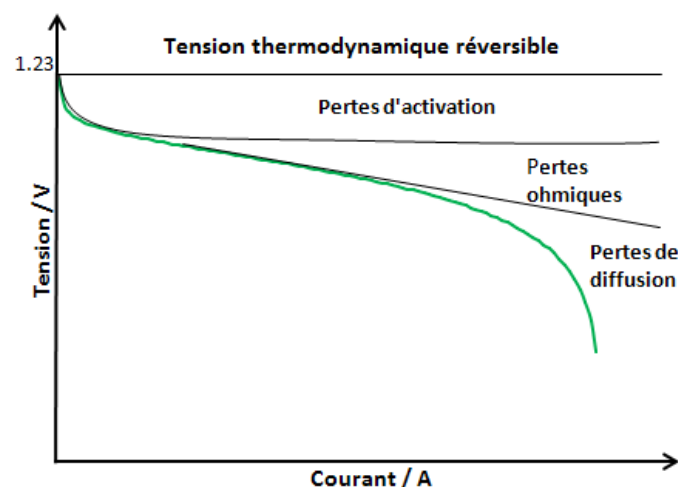


Figure 3 : Courbe de polarisation typique d'une cellule de PEMFC.

La réponse en tension d'une PàC, comme beaucoup d'autres convertisseurs d'énergie électrique, est analysée grâce à la courbe de polarisation. Il s'agit de la courbe donnant la tension de la cellule PàC en fonction du courant ou de la densité surfacique de courant qui lui est demandée (Figure 3). La tension thermodynamique réversible correspond à la tension à courant nul d'une cellule idéale. Cette tension peut être exprimée en fonction de la pression et de la température des gaz, ce qui présente un intérêt certain dans notre cas. La tension thermodynamique réversible (E_{rev}) est la différence de potentiel qui existe entre la cathode et l'anode et qui est due aux réactions d'oxydoréduction données en II.2.1.2) lors desquelles l'énergie chimique (ΔG) est convertie en énergie électrique ($W_e = n\mathfrak{F}E_{rev}$). On peut alors écrire la relation suivante :

$$\Delta G + n\mathfrak{F}E_{rev} = 0$$

où ΔG est la variation d'enthalpie libre, n le nombre d'électrons échangés lors de la réaction et \mathfrak{F} la constante de Faraday (96485 C.mol^{-1}). Dans les conditions standards (indice 0, à 25°C et 10^5 Pa) la tension thermodynamique réversible est donnée par l'équation suivante :

$$E_{rev}^0 = \frac{-\Delta G^0}{2\mathfrak{F}} = \frac{237.10^3}{2 \times 96485} = 1.229 \text{ V} \approx 1.23 \text{ V}$$

Dans des conditions de pression et de température différentes des conditions standards, la tension thermodynamique réversible s'écrit :

$$E_{rev} = \frac{-\Delta G}{2\mathfrak{F}}$$

La variation d'enthalpie libre est la différence entre l'énergie libre des produits de la réaction et de ses réactifs :

$$\Delta G = G_{prod} - G_{reac}$$

La variation différentielle de cette enthalpie dG , pour une espèce impliquée dans la réaction, s'écrit en fonction de la chaleur dQ , du travail dW , de la pression p , du volume V , de la température T , de l'entropie S et de leurs différences respectives dp , dV , dT et dS de la façon suivante :

$$dG = dQ - dW + pdV + Vdp - TdS - SdT$$

D'après la seconde loi de la thermodynamique, pour une réaction réversible (comme cela est le cas ici), les termes dQ et TdS se compensent. De plus, le seul travail produit est un travail d'expansion, d'où $-dW + pdV = 0$. On obtient alors :

$$dG = Vdp - SdT$$

A pression constante, la variation de G due à une variation de température entre un état 1 à T^0 (température dans l'état standard) et un état 2 à T est donnée par :

$$\int_1^2 dG = - \int_1^2 S dT$$

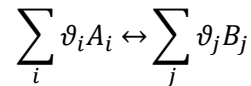
L'entropie S dépend de la température, mais dans une bonne approximation, on peut la considérer constante dans la gamme de température de fonctionnement d'une PàC (25 °C à 90 °C) [3], ce qui donne :

$$G_2 - G_1 = -S(T_2 - T_1)$$

En notant $G_1 = G^0$ à la température T^0 , on obtient :

$$G(T) = G^0 - S(T - T^0)$$

En considérant une réaction chimique complète telle que :



on peut écrire la variation d'énergie libre telle que :

$$\Delta G = \sum_j \nu_j [G_{B_j}^0 - S_{B_j}(T - T^0)] - \sum_i \nu_i [G_{A_i}^0 - S_{A_i}(T - T^0)]$$

De même, on peut écrire la variation d'énergie libre à l'état standard ΔG^0 telle que :

$$\Delta G^0 = \sum_j \nu_j G_{B_j}^0 - \sum_i \nu_i G_{A_i}^0$$

La variation d'entropie ΔS peut quant à elle s'écrire telle que :

$$\Delta S = \sum_j \nu_j S_{B_j} - \sum_i \nu_i S_{A_i}$$

Au final, on peut écrire la variation d'enthalpie libre ΔG à une température T telle que :

$$\Delta G = \Delta G^0 - (T - T^0)\Delta S$$

On s'intéresse maintenant à la dépendance de ΔG en fonction de la pression. A température constante, la variation de G due à une variation de pression entre un état 1 à p^0 (pression dans l'état standard) et un état 2 à p est donnée par :

$$\int_1^2 dG = \int_1^2 V dp$$

Or d'après la loi des gaz parfaits, applicable aux gaz mis en jeu dans la réaction, on a :

$$pV = nRT$$

soit :

$$V = \frac{nRT}{p}$$

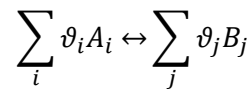
Ce qui donne pour la variation de G en grandeurs molaires en fonction de la pression :

$$\int_1^2 dG = \int_1^2 RT \frac{dp}{p} = RT \int_1^2 \frac{dp}{p}$$

Ainsi, on obtient une expression de G en fonction de la température et de la pression donnée par :

$$G(T, p) = G^0 + RT \ln \left(\frac{p}{p^0} \right)$$

Dans l'expression de $G(T, p)$, p dénote la pression partielle de l'espèce en question et P^0 la pression à l'état standard ($P^0 = 1$). De plus, on note $a = \frac{p}{p^0}$ l'activité de l'espèce. On considère de nouveau une réaction chimique générale de la forme suivante :



On peut alors écrire la variation d'énergie libre de la façon suivante :

$$\Delta G = \sum_j \nu_j [G_{B_j}^0 + RT \ln(a_{B_j})] - \sum_i \nu_i [G_{A_i}^0 + RT \ln(a_{A_i})]$$

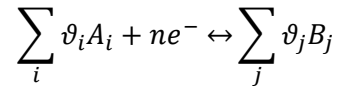
soit en simplifiant :

$$\Delta G = \Delta G^0 + RT \ln \frac{\prod_j a_{B_j}^{\nu_j}}{\prod_i a_{A_i}^{\nu_i}}$$

Au final, on peut écrire la variation d'énergie libre en fonction de la température et de la pression sous la forme suivante :

$$\Delta G = \Delta G^0 - (T - T^0)\Delta S + RT \ln \frac{\prod_j a_{B_j}^{\vartheta_j}}{\prod_i a_{A_i}^{\vartheta_i}}$$

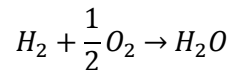
Pour une réaction électrochimique quelconque telle que :



On obtient le potentiel de Nernst donné ci-après :

$$E_{rev}^{Nernst} = E^0 + \frac{RT}{n\mathfrak{S}} \ln \frac{\prod_i a_{A_i}^{\vartheta_i}}{\prod_j a_{B_j}^{\vartheta_j}}$$

La réaction à laquelle nous nous intéressons est la réaction électrochimique globale introduite précédemment :



On ajoute que l'activité de l'eau liquide est égale à 1. On obtient alors pour la tension thermodynamique réversible l'expression suivante qui dépend à la fois de la température de la PàC $T_{PàC}$ (considérée égale à la température des gaz réactifs) et de la pression partielle des gaz p_{H_2} et p_{O_2} :

$$E_{rev} = \frac{-\Delta G^0}{2\mathfrak{S}} + \frac{\Delta S}{2\mathfrak{S}} (T_{PàC} - T_{ref}) + \frac{RT_{PàC}}{2\mathfrak{S}} \left[\ln(p_{H_2}) + \frac{1}{2} \ln(p_{O_2}) \right]$$

Cette expression correspond à la loi de Nernst pour des espèces gazeuses.

La valeur de la tension thermodynamique réversible dépend de la température de la PàC et de la pression des gaz dans l'absolu, mais sa valeur reste très proche de 1.23 V. En pratique, la tension de circuit ouvert (OCV pour Open Circuit Voltage) est plus faible que la tension thermodynamique réversible. Elle est proche de 1 V. Ceci est dû principalement aux irréversibilités des réactions d'oxydoréduction.

La tension aux bornes de la cellule de PEMFC diminue à mesure que le courant augmente. Cette chute de tension est due à différents types de pertes : les pertes d'activation, ohmiques et de diffusion. Les pertes d'activation sont dues à la cinétique réactionnelle des catalyses sur les électrodes. Des surtensions nécessaires au transfert des électrons apparaissent à la cathode et à l'anode, diminuant le potentiel de la cellule. Les pertes ohmiques sont dues à la résistance électrique

de la cellule. En effet, les électrons sont freinés dans leur parcours lorsqu'ils traversent les plaques bipolaires et les couches de diffusion et les protons lorsqu'ils traversent la membrane électrolyte. Les pertes ohmiques sont proportionnelles au courant. Les pertes de diffusion surviennent lorsque l'acheminement des gaz à travers les couches de diffusion est insuffisant par rapport au courant demandé. Ces pertes sont donc observées pour de fortes densités de courant.

Enfin, la tension de la cellule et celle de la PàC sont données par :

$$U_{cell} = E_{rev} - U_{activation} - U_{ohmique} - U_{diffusion} [V]$$

$$U_{PàC} = \sum U_{cell} [V]$$

II.2.3. Le stack

Le stack est le nom donné à un empilement de cellules élémentaires. Les cellules sont positionnées les unes à côté des autres, maintenues fermement en contact par un système de vis de serrage. D'un point de vue électrique, les cellules sont donc connectées en série (Figure 4). Ainsi, la tension aux bornes du stack est la somme des tensions de chaque cellule. A chaque extrémité du stack, des plaques collectrices de courant, souvent en cuivre, permettent la connexion du stack à la charge. Du point de vue de l'alimentation en gaz, les cellules sont connectées en parallèle, afin que chaque cellule reçoive le flux de gaz nécessaire à la réaction. De même, les cellules sont en parallèle du point de vue du circuit de refroidissement. Les gaz et l'eau du circuit de refroidissement sont acheminés vers chaque cellule grâce à des collecteurs, conduites représentées en pointillés sur la Figure 4. L'eau de refroidissement et les gaz inutilisés sont évacués de la même façon, grâce à des collecteurs (les collecteurs de sortie des gaz ne sont pas représentés sur la Figure 4). La conception des canaux de gaz dans les cellules et des collecteurs est primordiale car elle détermine la qualité des écoulements qui y ont lieu. A la cathode, l'eau produite est évacuée par les canaux et les collecteurs. Lorsque l'eau produite n'est pas correctement évacuée, celle-ci forme des bouchons liquides, obstruant le passage des gaz vers l'AME et diminuant les performances du stack. Il est donc nécessaire de dimensionner au mieux ces canaux et collecteurs afin d'éviter ces situations d'engorgement. Les écoulements diphasiques (à deux phases, ici gaz et liquide) qui ont lieu dans les PàC font l'objet de nombreuses études et dépendent de nombreux paramètres. Entre autres, les dimensions des canaux, les vitesses des gaz et les tensions superficielles de surface entre l'eau et les matériaux poreux des couches de diffusion des gaz [4–7].

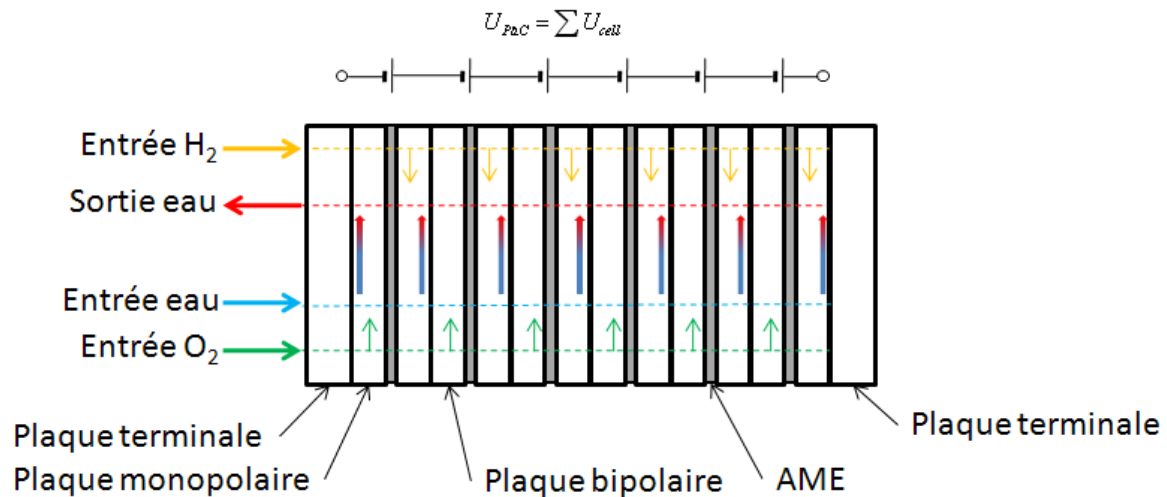


Figure 4 : Schéma d'un stack de PàC.

II.2.4. Le système

Le système PEMFC est composé du stack et de tous ses auxiliaires qui permettent son fonctionnement. Les auxiliaires sont nombreux et varient selon les systèmes, et selon qu'ils soient aérobies ou anaérobies. Une liste non exhaustive des auxiliaires est présentée dans le Tableau 1. Le plus souvent, les auxiliaires du stack sont alimentés par une batterie lors du démarrage, puis une fois le système démarré, ils sont alimentés par le stack lui-même. Il est donc important de veiller à minimiser la consommation énergétique de ces auxiliaires, afin de maximiser le rendement du système (défini dans la partie suivante). De plus, la masse et le volume total du système dépendent fortement de ces auxiliaires. Afin de maximiser la densité massique et la densité volumique de puissance, il est nécessaire d'une part de bien choisir ces auxiliaires (légers et peu volumineux) et d'autre part d'optimiser l'architecture du système afin de limiter au maximum les tuyauteries et les volumes morts. Ces préoccupations sont d'autant plus importantes lorsque l'application visée est l'aéronautique. Deux exemples de systèmes PEMFC sont présentés en Figure 5.

Désignation	Fonction	Type de système
Compresseur d'air	Alimenter en air la cathode à la pression nécessaire (1,1 à 2,5 bara en général)	Aérobie
Détendeurs	Assurer la détente des gaz entre le stockage (haute pression, quelques centaines de bar) et le stack (basse pression, quelques bar)	Tous
Électrovannes	Commander l'ouverture et la fermeture des conduites de gaz et de liquide	Tous
Humidificateur	Humidifier les gaz en entrée (i.e. augmenter l'humidité relative), nécessaire pour ne pas assécher la membrane et pour assurer un bon fonctionnement	Tous

Système de refroidissement	Assurer le refroidissement du stack ; comprend : pompe à eau, échangeur, électrovanne(s), vase d'expansion ou bien refroidissement à air	Tous
Recirculateur	Réinjecter dans le stack les gaz non consommés (accroît le rendement), humidifier la membrane	Tous (non obligatoire)
Vase de séparation	Récupérer et évacuer l'eau produite par la PàC	Tous
Soupapes	Réguler la pression en cas de surpression	Tous

Tableau 1 : Auxiliaires de stack et leurs fonctions.

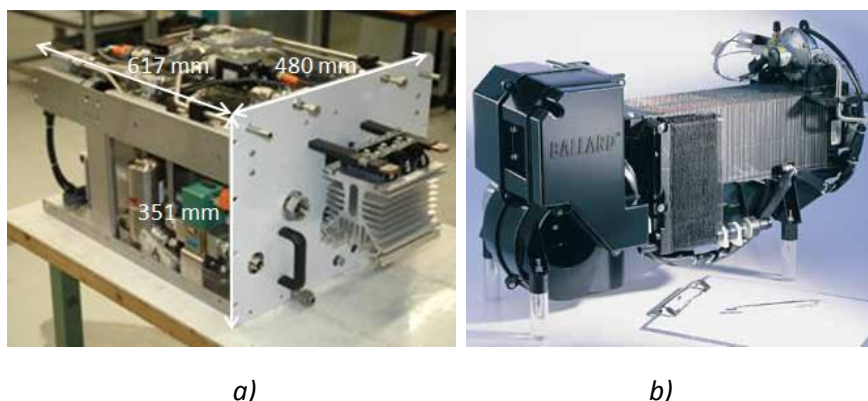


Figure 5 : Module IMHOTEP de 20kW, anaérobie, développé par Héliion dans le cadre du projet APACHE (a) et système NEXA Ballard 1,2 kW, aérobie (b).

II.2.5. Les rendements

Il existe différents rendements qui permettent de caractériser les éléments d'un système PEMFC : le rendement cellule, le rendement système et le rendement faradique.

II.2.5.1) Le rendement cellule

Le rendement cellule compare l'énergie thermique libérée lors de la combustion de l'hydrogène à l'énergie électrique recueillie sous forme de tension aux bornes de la cellule. Ce rendement permet donc de quantifier l'énergie perdue lors de la transformation de l'énergie chimique en énergie électrique et l'énergie perdue par les résistances électriques entre le cœur réactionnel et les plaques bipolaires (résistances électriques des différents éléments, pertes d'activation, de diffusion, etc.). L'énergie thermique libérée lors de la combustion de l'hydrogène correspond à son enthalpie de réaction et dépend de l'état sous lequel l'eau est produite dans la pile :

- Eau formée sous forme liquide : l'enthalpie correspond au pouvoir calorifique supérieur (PCS = $-\Delta H = 285.84 \text{ kJ/mol}$ à 25°C et 10^5 Pa) ;
- Eau formée sous forme vapeur : l'enthalpie correspond au pouvoir calorifique inférieur (PCI = 241.83 kJ/mol à 25°C et 10^5 Pa).

L'eau produite dans une PEMFC serait essentiellement produite sous forme liquide [8], le rendement énergétique de cellule s'exprime donc par :

$$\eta_{cellule} = \frac{\text{énergie électrique produite par une mole de combustible}}{PCS}$$

Le rendement de cellule, défini comme le rendement de conversion énergétique (aussi appelé rendement réversible, $\eta_{rev} = \frac{\Delta G}{\Delta H} = 83\%$) multiplié par le rendement de récupération de l'énergie électrique aux bornes de la cellule ($\eta_{tension}$) peut donc s'écrire de la façon suivante :

$$\eta_{cellule} = \eta_{rev} \cdot \eta_{tension} = \frac{\Delta G}{\Delta H} \frac{U_{cell}}{E_{rev}^0} = \frac{2\mathfrak{F}U_{cell}}{PCS}$$

$$\eta_{cellule} = 0.83 * \frac{0.65}{1.23} = 44\%$$

où U_{cell} est la tension aux bornes d'une cellule [V]. Si l'on considère une PàC parfaite, sans aucune perte de tension, ou si l'on s'intéresse au rendement de la transformation d'énergie chimique en énergie électrique, le rendement de cellule est calculé avec la tension théorique maximale au borne d'une cellule, soit 1.23 V (E_{rev}^0 à 25 °C et 10⁵ Pa), ce qui conduit à un rendement de cellule de 83%. Pour une cellule fonctionnant à 0.65 V, ce qui correspond en règle générale au point de fonctionnement nominal d'une PEMFC, le rendement de cellule est proche de 44%.

II.2.5.2) Le rendement faradique

Le rendement faradique compare le débit d'hydrogène consommé par la réaction électrochimique au débit d'hydrogène réellement consommé par l'utilisateur :

$$\eta_{faradique} = \frac{\text{débit } H_2 \text{ réaction}}{\text{débit } H_2 \text{ consommé}}$$

La plupart des PEMFC fonctionnent, du côté anodique, soit en canal fermé (dit "dead end") soit avec une boucle de recirculation. En canal fermé, l'hydrogène est emprisonné dans les canaux anodiques. Des purges sont effectuées régulièrement lors desquelles le collecteur anodique s'ouvre laissant s'échapper du gaz. Ces purges sont nécessaires car le gaz n'étant jamais parfaitement pur, les impuretés s'accumulent dans le circuit anodique. De plus, sur les systèmes H₂ / Air, une partie de l'azote contenu dans l'air diffuse à travers la membrane vers l'anode et diminue la pression partielle d'hydrogène dans l'anode [9]. Ces purges génèrent des pertes d'hydrogène qui n'est donc pas consommé. En canal ouvert, le gaz n'ayant pas réagi, une fois sorti du stack, passe dans un séparateur (qui permet de séparer le gaz et l'eau liquide) puis dans un recirculateur afin d'être réinjecté dans le stack, avec du gaz frais. Cette méthode a plusieurs avantages :

- économiser du gaz : en fonctionnement en sur-stœchiométrie, le gaz inutilisé est réinjecté et non perdu ;
- éviter l'assèchement de l'anode : les gaz réinjectés sont saturés en humidité, ce qui assure une bonne hydratation de la membrane côté anode ;
- réchauffer les gaz entrant : les gaz recirculés sont chauds et se mélangent aux gaz froids provenant du stockage, ce qui permet d'obtenir de meilleurs rendements.

En canal ouvert, grâce à la recirculation, les purges ne sont pas nécessaires.

Par ailleurs, une partie de l'hydrogène qui arrive à l'anode ne subit pas la réaction de catalyse. Ce dernier traverse la membrane pour aller réagir directement avec l'oxygène à la cathode et former de l'eau, sans produire d'électrons et donc sans produire d'électricité. Ce flux d'hydrogène dit de diffusion (à travers la membrane) est également une perte qui entre en compte dans le rendement faradique.

Les pertes liées aux purges sont caractéristiques des fortes densités de courant. Lorsque la densité de courant est élevée, une grande quantité de gaz est utilisée, ce qui entraîne une augmentation de la concentration des impuretés plus rapide. Il faut donc purger le circuit anodique plus souvent.

Les pertes liées à la diffusion de l'hydrogène à travers la membrane sont elles caractéristiques des faibles densités de courant. A faible densité de courant, seule une petite quantité de l'hydrogène contenue dans les canaux est utilisée par la réaction. Ainsi, il existe une forte concentration et donc une forte pression partielle d'hydrogène du côté anodique de la membrane. A l'opposé, du côté cathodique de la membrane, la pression partielle d'hydrogène est nulle. Ce fort gradient de pression partielle entraîne un flux diffusif à travers la membrane. Ce flux étant d'autant plus important que la différence de pression partielle est importante. Deux effets entrent donc en jeu, chacun dans un domaine d'utilisation de la PàC : un phénomène de diffusion de l'hydrogène à travers la membrane à faible densité de courant et des purges anodiques à densité de courant élevée. Ainsi, le rendement faradique peut être défini de la façon suivante :

$$\eta_{faradique} = \frac{\text{débit } H_2 \text{ réaction}}{\text{débit } H_2 \text{ réaction} + \text{débit } H_2 \text{ diffusion} + \text{débit } H_2 \text{ purges}}$$

A faible densité de courant, l'expression se simplifie en :

$$\eta_{faradique} = \frac{\text{débit } H_2 \text{ réaction}}{\text{débit } H_2 \text{ réaction} + \text{débit } H_2 \text{ diffusion}}$$

Le phénomène de diffusion d'hydrogène à travers la membrane est associé à un courant électrique perdu dit courant interne noté i_n : $i_n = 2\mathfrak{F}F_{H_2 \text{ diffusion}} [A] \text{ ou } [A.cm^{-2}]$

où $F_{H_2 \text{ diffusion}}$ est le flux molaire d'hydrogène diffusant à travers la membrane. Le rendement faradique est alors défini par :

$$\eta_{faradique} = \frac{i}{i + i_n}$$

Le flux d'hydrogène diffusant à travers la membrane peut être calculé par la loi de Fick :

$$F_{H_2 \text{ diffusion}} = -D_{H_2} S \frac{\partial c}{\partial x} = \frac{D_{H_2} S P_{H_2}}{eRT} [mol.s^{-1}]$$

où c est la concentration d'hydrogène, P_{H_2} est la pression partielle d'hydrogène, S est la surface de la membrane, e son épaisseur et D_{H_2} le coefficient de diffusion à travers la membrane, qui pour une membrane en Nafion® est donné par :

$$D_{H_2} = 3,1.10^{-3}.exp^{2606/T} [cm^2.s^{-1}] [10].$$

Les pertes liées aux purges peuvent être évaluées expérimentalement en mesurant le débit d'hydrogène, la durée et la fréquence de ces purges. Ces pertes sont propres à chaque système. Dans le cas d'un système avec recirculation, le rendement faradique est généralement supérieur à 99% au point de fonctionnement nominal et au-delà [11].

II.2.5.3) Le rendement système

Comme expliqué ci-dessus, une PàC nécessite des auxiliaires pour son fonctionnement. La PàC devant être autonome énergétiquement, elle alimente elle-même ses auxiliaires. Ainsi, la PàC doit produire l'énergie électrique demandée par son utilisateur mais également celle nécessaire pour ses auxiliaires. Le rendement système compare la puissance utile (disponible pour l'utilisateur) à la puissance produite par le stack :

$$\eta_{système} = \frac{\text{puissance utile}}{\text{puissance stack}} = \frac{\text{puissance utile}}{\text{puissance utile} + \text{puissance auxiliaires}}$$

Dans le cadre d'applications aéronautiques, et plus particulièrement pour la propulsion d'un aéronef, le rendement système est une donnée importante. Lors du décollage, il est nécessaire d'avoir une puissance maximale disponible pour l'utilisateur. Il faut donc minimiser la consommation des

auxiliaires qui ne sont pas indispensables au bon fonctionnement de la PàC pendant les quelques secondes que dure cette phase de vol. Le rendement système dépend beaucoup du type de système : aérobie ou anaérobie. En effet, dans le cas d'un système aérobie, le compresseur d'air qui alimente la cathode est un élément très énergivore. Pour un système anaérobie, le rendement système peut aisément atteindre 90%, voire même 95%.

II.2.5.4) Le rendement global du système PàC

Le rendement global du système PàC est défini par le rapport entre l'énergie électrique mise à la disposition de l'utilisateur et l'énergie chimique utilisée (énergie des gaz consommés). Ce rendement est donné par le produit des rendements présentés ci-avant :

$$\eta_{global} = \eta_{cellule} \cdot \eta_{faradique} \cdot \eta_{système}$$

Les rendements varient selon les systèmes PàC, mais de manière générale le rendement d'un système PàC associé à un moteur électrique est reconnu comme étant relativement élevé, entre autre par rapport à celui d'un MCI (Moteur à Combustion Interne). Si l'on considère un rendement cellule de 45%, un rendement faradique de 95% et un rendement système de 95%, le rendement global du système PàC serait alors de 40%. Pour comparer cette valeur au rendement d'un MCI, il faut encore prendre en compte le rendement d'un moteur électrique qui serait associé à la PàC. Le rendement d'un moteur électrique est proche de 90% (voire supérieur). Ainsi, le rendement de l'ensemble PàC et moteur électrique est de l'ordre de 35%. Un bon moteur à combustion interne est capable d'atteindre un rendement de l'ordre de 20 à 25%.

II.3. Applications aéronautiques et spatiales

Le domaine du spatial, avec son caractère expérimental, a été le premier à utiliser la technologie des PàC à bord d'engins volant. Depuis quelques années, les PàC font leur entrée dans le domaine aéronautique. D'abord à l'état de projets et d'études de faisabilité (il y a une vingtaine d'années), et plus récemment à l'état de démonstrations scientifiques, lors desquelles des prototypes utilisant la technologie PàC sont conçus, réalisés et utilisés dans des expérimentations. Ce paragraphe est dédié à la présentation non exhaustive de diverses applications aéronautiques et spatiales des PàC.

II.3.1. Les modules spatiaux

Les premières PàC à prendre leur envol furent celles utilisées par les américains lors de la conquête spatiale. En effet, les missions Apollo (PàC alcaline) et Gemini (PEMFC) embarquaient des PàC à bord de leurs modules spatiaux afin d'y produire de l'électricité (Figure 6).

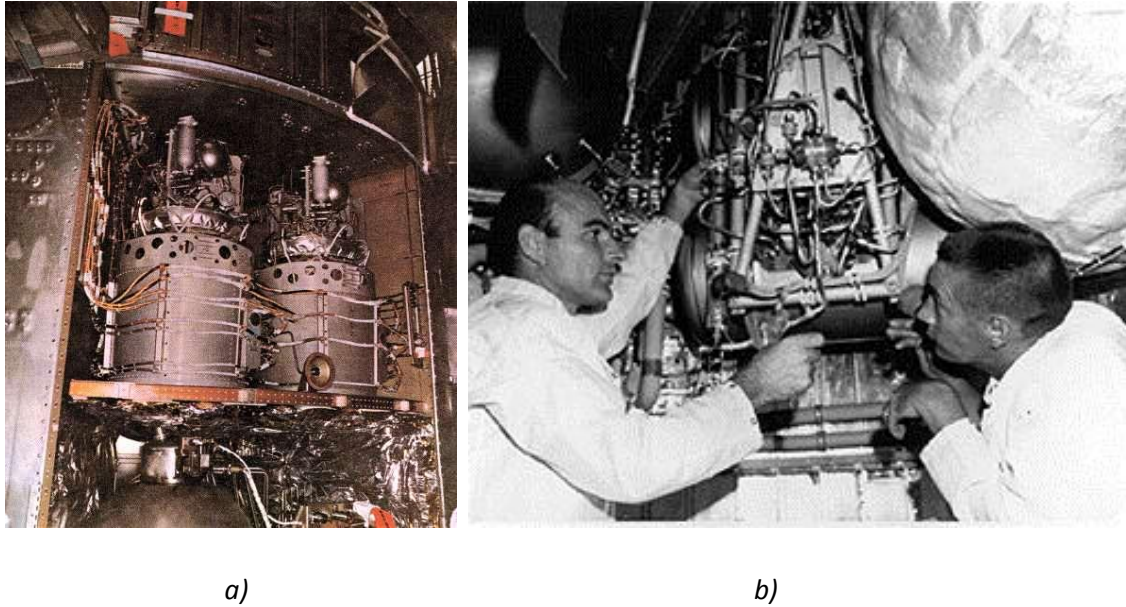


Figure 6 : PàC alcaline du programme Apollo (a) et PEMFC du programme Gemini (b).

La navette spatiale américaine est équipée de PàC Alcalines (AFC pour Alkaline Fuel Cell) (Figure 7). Trois PàC fournissent durant le vol la totalité de l'énergie électrique utilisée à bord. Les PàC sont alimentées en hydrogène et en oxygène pur. Chacune des PàC est capable de fournir 12 kW de puissance maximale (durant 15 minutes) et 7 kW de puissance continue [12].

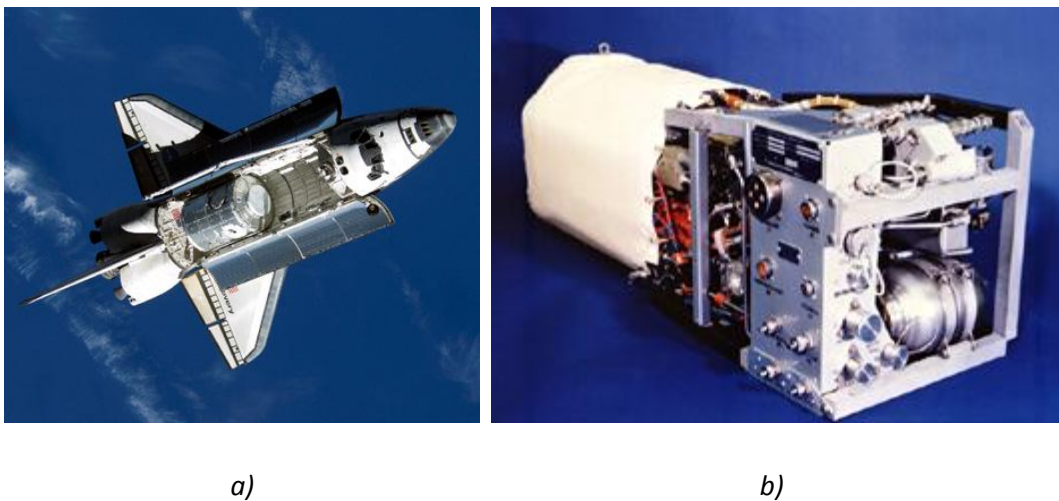


Figure 7 : Space Shuttle (a) et son AFC (b) (NASA).

II.3.2. Les ballons et dirigeables

II.3.2.1) Ballons de haute altitude

Une équipe de recherche japonaise [13] a testé un système PEMFC embarqué à bord d'un ballon de haute altitude destiné à réaliser des mesures météorologiques à 35 km au-dessus du niveau de la mer. A cette altitude sont associées une pression et une température ambiante extrêmement faibles et donc défavorables : 0,08 bar et -45 °C environ. L'utilisation d'un système H_2 /

O₂ est rendue nécessaire par la faible pression ambiante d'une part (un système aérobie ne pourrait pas fonctionner avec une pression d'air si faible) et par la température de l'air ambiant (les gaz entrant à la cathode doivent être humides et à une température raisonnable, au moins positive). Le système utilisé est composé d'un stack de 16 cellules d'une surface active de 162 cm². 50 à 80 W sont extraits du système (soit moins d'un dixième de sa puissance maximale) afin de ne pas avoir à le refroidir (dans le but de simplifier son utilisation en phase de test). Bien que conçu pour être refroidi par un circuit d'eau, il est simplement isolé thermiquement de l'air ambiant pour s'auto-réchauffer. Les gaz non consommés par la réaction sont rejetés sans recirculation. Les conduites d'évacuation des gaz sont réchauffées afin que l'eau (liquide ou vapeur) ne gèle pas à cause des faibles températures rencontrées.

II.3.2.2) Dirigeables

L'association française de recherche Dirisoft (loi de 1901) travaille en liens étroits avec l'ENS Cachan (entre autres) sur les nouvelles générations de dirigeables. L'objectif de cette association est d'étudier la faisabilité d'aéronefs de type dirigeables en réalisant des démonstrateurs à échelle réduite. Les applications sont nombreuses : surveillance maritime et inspection d'installations industrielles, télécommunications (antennes relais à haute altitude) et transport de charges lourdes. Dirisoft a mis au point un dirigeable propulsé grâce à une pile à combustible PEMFC H₂ / Air (système Ballard 1.2 kW). Le dirigeable MC 160 (Figure 8), présenté à Royan en 2006, a été le premier aéronef au monde propulsé par une PàC. Le MC 500 pourra, dans un futur proche, déplacer une charge de 500 kg et sera équipé d'une PàC hybridée. L'association Dirisoft est en relation partenariale avec le pôle de compétitivité PÉGASE. (www.dirisoft.fr)



Figure 8 : Photographies du dirigeable Dirisoft MC 160 (b) et de sa PEMFC (a) (NEXA Ballard 1,2 kW).

L'armée américaine voit également l'intérêt des PàCs pour des applications sur dirigeables et a investi 400 M\$ pour le développement d'un dirigeable de surveillance continue. Ce dernier, équipé

de panneaux solaires et de PàC régénératives (PàCs couplées à des électrolyseurs), serait capable de demeurer en l'air 10 ans sans ravitaillement. L'énergie solaire captée est utilisée le jour pour alimenter les systèmes et les électrolyseurs qui produisent de l'hydrogène et de l'oxygène. La nuit, les PàC prennent le relais en utilisant les gaz produits durant la journée.

II.3.3. Les UAV

Les drones aériens, couramment appelés UAV (Unmanned Aerial Vehicles), sont eux aussi un sérieux secteur d'application pour les PàC, et plus particulièrement pour les PEMFC. L'énergie électrique produite peut alors alimenter un moteur électrique entraînant une hélice conventionnelle et assurant la propulsion, ou bien alimenter les systèmes embarqués (radars, caméras, communications, etc.). Un des intérêts d'utiliser une motorisation électrique pour ce type d'aéronefs, dans le cadre d'applications militaires, est qu'elle dégage nettement moins de chaleur qu'un moteur thermique (une PàC fonctionne à 80 °C environ, contre plusieurs centaines de degrés pour un moteur thermique). Ainsi, la signature thermique de l'engin est réduite et il devient moins facilement détectable. Les émissions sonores sont également nettement amoindries. De plus, cela permet de n'avoir qu'un seul système de conversion énergétique pour alimenter un ou des moteur(s) électrique(s) et les systèmes embarqués.

Par ailleurs, les PEMFC anaérobies sont tout à fait adaptées aux HALE, High Altitude Long Endurance UAV, pour Haute Altitude Longue Endurance. En effet, l'évolution à haute altitude requiert des systèmes anaérobies (à cause de la diminution de pression ambiante liée à l'altitude) ce qui élimine les moteurs thermiques à pistons. Enfin, les PEMFC permettent de répondre aux besoins d'autonomie pour ce type d'applications.

Plusieurs articles et rapports ont été publiés sur le développement et les essais d'UAV équipés de PEMFC apportant l'énergie motrice, notamment par l'Institut de Technologie de Géorgie, à Atlanta (Georgia Institute of Technology) [14–16]. L'UAV, conçu pour l'étude, est équipé d'une PEMFC H₂/ Air de 500W, dont le stack compte 32 cellules de 64 cm² pour une masse de 4.96 kg. L'air est comprimé par un ou deux compresseurs selon la demande de puissance. Le système produit une énergie électrique spécifique de 7.1Wh.kg⁻¹ et une puissance spécifique de 52 W.kg⁻¹. L'objectif de cette étude est porté sur le rendement et les consommations des équipements à différentes conditions de vol (différentes puissances).

D'autres UAV alimentés par des PàC ont d'ores et déjà volé, comme celui développé par le Laboratoire de Recherche Navale de Washington (NRL pour Naval Research Laboratory) [17]. L'UAV (Figure 9) est équipé d'une PEMFC Protonex Technology Corp. de 92 W alimentée en hydrogène contenu dans un réservoir en composite à base de carbone à 310.10⁵ Pa et en air comprimé par une

ou deux pompes selon la demande de puissance. Le système comporte également un humidificateur et un radiateur. Le système PàC développe une puissance spécifique de 44 W.kg^{-1} (2.1 kg) et l'avion 30 W.kg^{-1} (3.1 kg). Le réservoir d'hydrogène permet une autonomie de 3 heures.

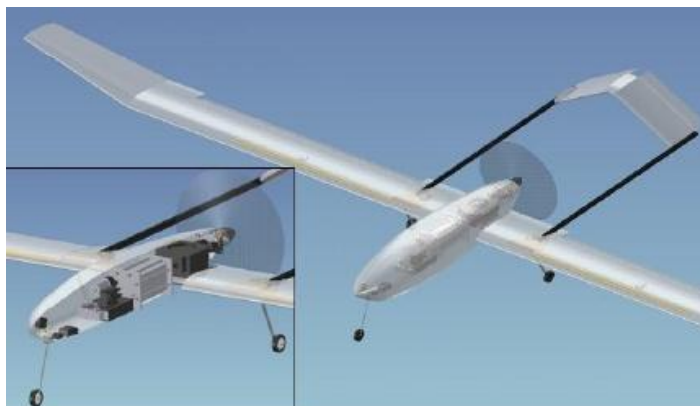


Figure 9 : UAV du Naval Research Laboratory.

L'ION Tiger, également développé par le NRL est un drone d'application militaire à endurance élevée. Il a établi en 2009 un record mondial d'endurance avec un vol de 23 heures [18].



Figure 10 : ION Tiger, UAV détenteur du record mondial d'endurance en 2009 avec 23 heures de vol.

II.3.4. Les avions

Comme mentionné précédemment, les applications pour PEMFC dans les avions sont nombreuses. Les PEMFC peuvent être utilisées pour produire l'énergie nécessaire à la propulsion d'avions légers ou bien pour produire l'électricité nécessaire aux systèmes de bord d'avions de ligne ou de jets privés. Quelques-unes de ces applications sont présentées ci-après à travers des exemples concrets.

II.3.4.1) Propulsion d'avions légers

Le 3 Avril 2008, Boeing a fait voler le premier avion équipé d'un système hybride associant une PEMFC H_2 / Air à une batterie Lithium ion. L'avion (Figure 11) a décollé et est monté à une

altitude de 3300 pieds (1000 m) en mode hybride. Il a ensuite effectué un vol rectiligne en palier de 20 minutes à une vitesse de 62 nœuds (100 km.h^{-1}) utilisant uniquement la PEMFC. L'avion est un Diamond Aircraft modifié dont l'envergure a été augmentée pour atteindre 16.3 m.



Figure 11 : Avion Boeing (a) et DLR Antares H2 (b) tous deux équipés d'un système PEMFC.

L'Institut de Thermodynamique Technique du Centre de Recherche Aéronautique allemand (Institute of Technical Thermodynamics, DLR German Aerospace Center) a mis au point, en collaboration avec BASF et Serenergy, un moto-planeur équipé d'une PEMFC alimentant un moteur électrique entraînant une hélice conventionnelle [19] (Figure 11). L'avion est un planeur Antares modifié, portant une citerne sous chaque aile. L'une d'elle accueille le système PEMFC, l'autre le réservoir d'hydrogène. L'hélice est propulsive en position arrière. L'envergure de l'avion est de 20 m. Le système PàC peut fournir jusqu'à 25 kW. Le rayon d'action est de 750 km pour une durée de vol de 5 heures, le tout avec 4.9 kg d'hydrogène. Le rendement total du système propulsif entier est de 44%, soit le double des technologies conventionnelles pour ce type d'application. L'Antares DLR-H2 est le premier avion à avoir décollé n'utilisant que l'énergie fournie par sa PàC.



Figure 12 : DLR Antares H3 équipé de deux PEMFC.

Un second moto-planeur est en cours de conception, l'Antares H3. Il sera doté de deux PàC et de deux réservoirs d'hydrogène (Figure 12). L'Antares H3 aura une autonomie de 50 heures et un rayon d'action de 6 000 km. Son premier vol était prévu en 2011 [20].

Le projet ENFICA-FC (ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cell) mené par Politecnico di Torino a permis de faire voler un avion équipé d'une PàC H_2 / Air de 20 kW hybridée avec des batteries Lithium Polymère de 20 kW [21]. L'avion, un Rapid 200 modifié (Figure 13), a volé le 28 mai 2010 lors d'une démonstration publique. A cette occasion un record de vitesse a été établi à 135 km.h^{-1} . L'altitude de vol était de 700 ft (213 m). Le consortium dirigé par le Pr. Giulio Romeo (Politecnico di Torino) a porté ses efforts sur les aspects suivant : choix d'un avion aux performances aérodynamiques élevées et capables de recevoir le système PEMFC, modification de la cellule de l'avion (berceau moteur, stockage d'hydrogène), définition de l'architecture électrique (PàC et batterie en parallèle, avec un convertisseur DC/DC pour chacune, ainsi qu'un convertisseur DC/AC relié à un moteur brushless), analyse des temps de réponse du système électrique et enfin essais en vol. Une attention particulière a été portée à la sécurité du système : par exemple, en cas de panne de la PàC, le temps mis par les batteries pour prendre le relais et assurer l'apport de puissance nécessaire pour un atterrissage d'urgence tout en sécurité a été analysé.



Figure 13 : Rapid 200 modifié équipé d'un système PEMFC du projet ENFICA-FC.

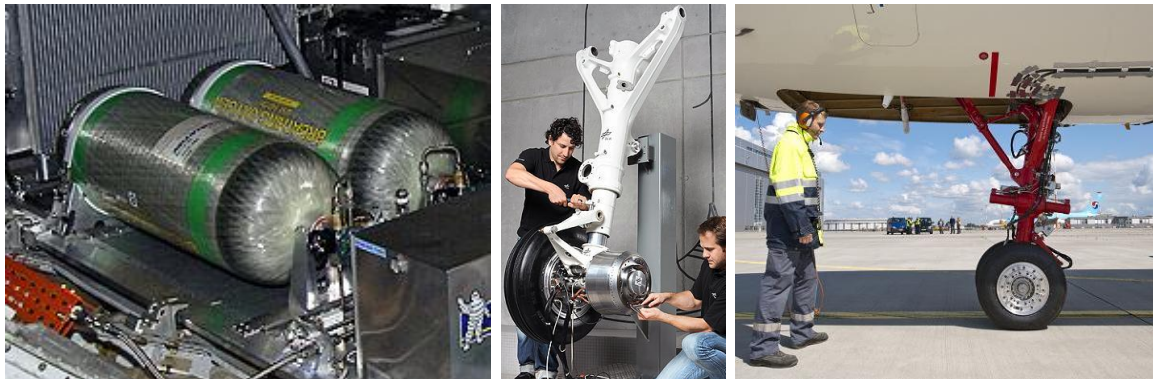
II.3.4.2) Apport de puissance pour avion de ligne*a)**b)**c)*

Figure 14 : PEMFC Michelin (a), train d'atterrissage avant modifié (b) et essais de roulage (c).

Le DLR en collaboration avec Airbus a réalisé plusieurs démonstrations d'apport de puissance électrique par une PEMFC à bord d'un A320. Produite par Michelin, la PàC H_2 / Air fournit une puissance de 20 kW (Figure 14) et est installée dans la soute de l'avion. Son intégration à l'avion permet de la manipuler, de la sortir et de la remettre en position facilement. Ainsi, la PàC a permis d'alimenter des systèmes de bord comme la pompe du circuit hydraulique, qui anime les ailerons de l'avion. La PàC peut également faire office d'APU (Auxiliary Power Unit, Unité de Puissance Auxiliaire) qui assure la production d'électricité au sol lorsque les réacteurs ne sont pas en fonctionnement [22]. Enfin, le 30 juin 2011, le DLR a expérimenté un système électrique permettant le roulage au sol (roulage entre piste d'atterrissage et point de stationnement) d'un A320 (Figure 14) [23]. Ce système électrique consiste en un train d'atterrissage avant modifié, comprenant deux moteurs électriques (un dans chaque gante) alimentés par une PàC (Michelin). L'avion de 47 tonnes peut ainsi rouler sans utiliser ses réacteurs, réduisant les émissions sonores et de gaz à effet de serre. Le potentiel de réduction des émissions de gaz à effet de serre serait de 19 %, soit pour l'aéroport de Frankfort et pour les avions de la classe des A320, une réduction de 44 tonnes de gaz émis chaque jour.

II.4. Navigabilité des systèmes PEMFC

Comme il a été expliqué auparavant, au sein du système électrique hybride, la PàC et ses auxiliaires sont les éléments, a priori, les plus sensibles aux conditions aéronautiques. L'étude de navigabilité concernera donc uniquement le système PàC. La navigabilité est l'aptitude d'un système à fonctionner correctement tout en navigant en milieu aérien. L'évolution en milieu aérien présente plusieurs spécificités qui ne sont pas nécessairement rencontrées lors de l'évolution au sol (comme pour une automobile par exemple). Tout d'abord, l'évolution en altitude implique une diminution de la pression et de la température ambiantes. De plus, les déplacements dans l'espace à trois dimensions impliquent des inclinaisons selon deux axes (tangage et roulis). Il en résulte également

des accélérations qui peuvent avoir un effet sur le système. Enfin, les différentes vibrations rencontrées en vol sont susceptibles d'avoir un impact sur l'intégrité mécanique du système.

II.4.1. Pression

II.4.1.1) Pression ambiante et étanchéité

II.4.1.1).a. Étanchéité du stack

Le stack est un assemblage de cellules élémentaires dans lequel circulent des gaz sous pression, en général de l'ordre de $1,2 \cdot 10^5$ Pa à $3 \cdot 10^5$ Pa. Les gaz circulent dans les collecteurs et dans les canaux des cellules. Les collecteurs permettent d'acheminer les gaz à chaque cellule. Ils sont formés par des trous traversant toutes les cellules. Les canaux sont gravés dans les plaques bipolaires et les gaz circulent entre ces canaux et les AME. Les plaques bipolaires et les AME sont assemblés par serrage grâce à de longues vis qui traversent l'ensemble des cellules sur toute la longueur du stack. Des joints permettent d'assurer l'étanchéité des cellules et des collecteurs de gaz. Si la pression extérieure vient à diminuer, par exemple lors de la montée en altitude, le différentiel de pression qui s'exerce sur les joints augmente. Selon l'augmentation de ce différentiel de pression, il est possible que des fuites apparaissent. Les conséquences de ces éventuelles fuites sont bien sûr une perte de performances du système et une surconsommation de gaz, mais surtout un risque d'accumuler des gaz inflammables hors de la PàC, dans l'avion, ce qui serait très dangereux. Il est donc important de s'assurer que les joints du système soient capables de maintenir l'étanchéité et ce, même avec un différentiel de pression plus élevé que d'ordinaire. Les essais à réaliser pour s'assurer de l'étanchéité du système consistent donc à lui imposer une pression de gaz plus élevée que lors de son fonctionnement normal afin d'accroître la différence de pression entre l'intérieur du stack et le milieu ambiant. Ainsi on peut reproduire l'effet de l'altitude et vérifier si l'étanchéité du stack est maintenue. Des détecteurs d'hydrogène et d'oxygène placés dans l'enceinte entourant le stack permettent de détecter une éventuelle fuite. La fuite peut également être détectée en mesurant les débits d'entrée et de sortie de chaque gaz, ou bien en mesurant la pression des gaz dans la PàC.

II.4.1.1).b. Ébullition de l'eau

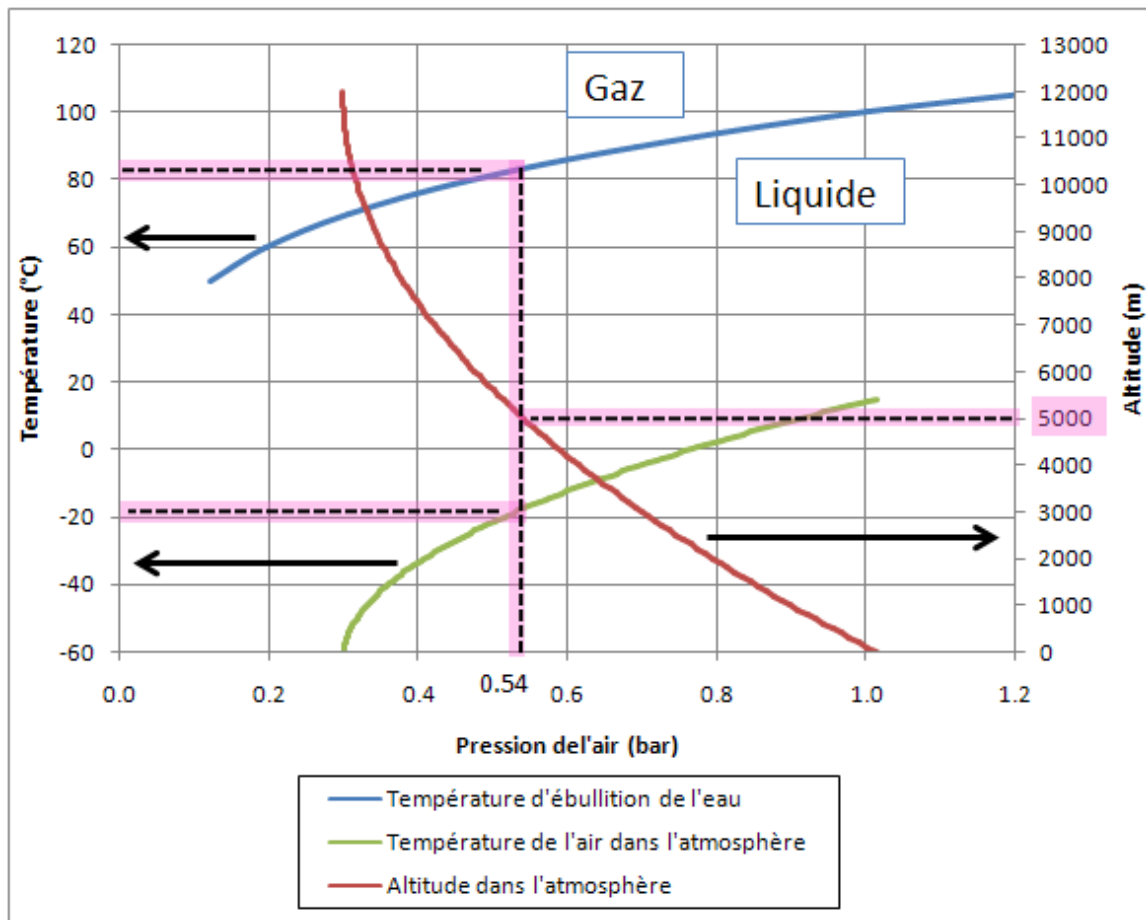


Figure 15 : Température d'ébullition de l'eau (bleue), température ambiante de l'air atmosphérique (vert) et altitude de vol (rouge) en fonction de la pression ambiante.

La diminution de la pression ambiante a un autre effet qu'il paraît important de considérer. Lorsque la pression de l'air ambiant diminue (Figure 15, courbe rouge), la température d'ébullition de l'eau diminue également (courbe bleue). Ainsi, à 5 000 m d'altitude, la pression ambiante est de $0,54 \cdot 10^5$ Pa (courbe rouge). A cette pression, la température d'ébullition de l'eau n'est pas de 100 °C, comme à $1,013 \cdot 10^5$ Pa (pression à 0 m d'altitude) mais d'environ 80 °C. Enfin, la température ambiante de l'air à 5 000 m et $0,54 \cdot 10^5$ Pa est d'environ -20 °C (courbe verte).

Quelles peuvent être les conséquences de ces variations dues à l'altitude ? Pour répondre à cette question, il faut commencer par identifier les circuits liquides susceptibles d'être affectés. Le circuit liquide de refroidissement est en boucle fermée et sous pression (pression interne du circuit légèrement supérieure à $1 \cdot 10^5$ Pa) : il n'est donc pas concerné par ce problème, la température d'ébullition de l'eau ne devrait pas changer. L'eau produite dans la PàC est soumise à la pression interne du stack, donc supérieure à $1 \cdot 10^5$ Pa, et ne devrait donc pas non plus être soumise à ce problème. En revanche, l'eau produite par la PàC, lorsqu'elle est évacuée vers le milieu ambiant, est

soumise à la pression extérieure. Or l'eau produite est à la température de fonctionnement de la PàC, soit environ 80 °C. Il est donc possible que l'eau produite soit évacuée sous forme de vapeur essentiellement et que lorsque cette vapeur rencontre le milieu ambiant à -20 °C (température à 5 000 m d'altitude), celle-ci se transforme en brouillard givrant. Cette situation de formation de brouillard givrant pourrait entraîner des difficultés (obstruction de la sortie d'eau, dépôts de givre sur l'aéronef, etc.) qui seront abordés plus en détails dans la suite (paragraphe II.4.2.3)).

II.4.1.2) Pression de l'air dans la PàC

Dans le cas d'un système PàC aérobie, c'est l'oxygène de l'air ambiant qui est utilisé pour alimenter l'oxydation de l'hydrogène. L'air est admis dans les collecteurs puis dans les canaux de la PàC grâce à un compresseur. La vitesse de ce compresseur est commandée en fonction du courant demandé à la PàC et en fonction du facteur stœchiométrique de la réaction. La pression de l'air dans la cathode est maintenue constante et égale à la pression de l'hydrogène dans l'anode. En effet, si un différentiel de pression trop important existe entre l'anode et la cathode (en règle générale, ce différentiel est maintenu inférieur à $0,2 \cdot 10^5$ Pa) la membrane peut se percer voire se déchirer localement.

Si la pression de l'air ambiant diminue, la pression de l'air en sortie de compresseur diminue également. La pression de l'air injecté dans les canaux cathodiques est donc elle aussi diminuée. Afin de compenser la diminution de pression ambiante, le compresseur doit tourner plus vite, comme le montrent Spiegel et al. dans le cadre d'essais d'un bus alimenté par PàC en altitude [24]. Cet effet de diminution de la pression cathodique entraîne plusieurs difficultés. La pression de l'air à la cathode diminuant, le différentiel de pression entre cathode et anode augmente comme expliqué ci-dessus. Par ailleurs, la pression de l'air diminuant, les performances de la PàC diminuent également. Cet effet a été mis en évidence par Pratt et al. [25].

Les courbes de polarisation d'une PàC "à respiration" (air breathing fuel cell, PàC dont la cathode n'est pas alimentée par un compresseur, mais qui aspire naturellement l'air ambiant) ont été réalisées sous différentes pressions ambiantes (Figure 16). La tension de la PàC diminue très nettement lorsque la pression de l'air ambiant diminue. De plus, la pente de la courbe de polarisation est d'autant plus négative que la pression est faible. Cet effet a également été mis en évidence par J. Kallo et al. dans le cadre d'essais à basse pression ambiante d'un système PàC aérobie [26]. La Figure 16 montre également que l'influence du débit sur la réponse en tension est d'autant plus importante que la pression est faible.

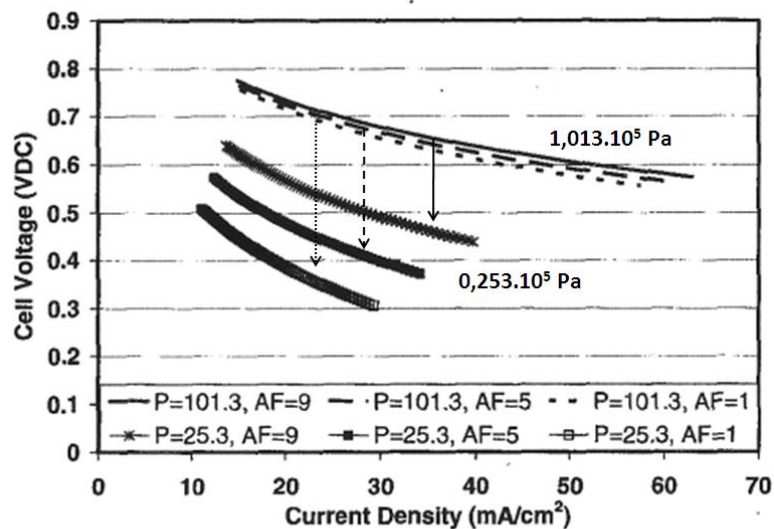


Fig. 1 Effect of pressure and airflow rate on cell performance as given by ANOVA analysis of experimental results, 95% confidence level. Pressure (P) given in kPa (absolute) and airflow (AF) given in SLPM.

Figure 16 : Courbes de polarisation d'une PàC "à respiration" réalisées sous deux pressions ambiantes (lignes : $1,013.10^5$ Pa ; points : $0,253.10^5$ Pa) et pour trois flux d'air différents (SLPM : standard liter per minute), d'après [25].

Suivant le type d'application visé dans l'aéronautique, cette dégradation des performances due à la diminution de pression ambiante peut avoir un impact décisif. Pour la propulsion d'un avion léger, selon l'altitude de croisière cible, cet effet peut être rédhibitoire. Il faudrait alors opter pour un système anaérobie, si cela est possible. Pour l'alimentation d'un moteur électrique permettant le roulage au sol de l'avion, cet effet n'entre pas en compte. Pour la production d'électricité à bord d'un avion de ligne durant le vol, l'air est puisé dans la cabine. Or la cabine est pressurisée, mais à une pression équivalente à celle de l'air ambiant à une altitude d'environ 2 000 m (pression ambiante de $0,8.10^5$ Pa et température d'ébullition de l'eau d'environ 90 °C). Il est donc nécessaire d'étudier le fonctionnement des systèmes PEMFC dans ces diverses conditions.

Dans le cadre d'études d'intégration de PàC dans l'aéronautique, afin de quantifier les effets de la diminution de pression ambiante sur un système, il convient de réaliser des essais expérimentaux. Il existe deux possibilités de mise en œuvre de tels essais: soit utiliser une chambre atmosphérique reproduisant les conditions de basse pression d'altitude, soit réaliser des essais directement en altitude. Une fois les pertes de performances quantifiées, il est nécessaire de rechercher la solution la plus cohérente en termes de consommation énergétique et de faisabilité. Ainsi, une des questions qui peut se poser est de savoir si un système anaérobie peut se révéler mieux approprié qu'un système aérobie bien qu'il nécessite l'emport d'oxygène comprimé. La réponse à cette question n'est pas triviale et une étude est présentée au chapitre 3 pour y apporter des éléments de réponse.

II.4.2. Température

La température est un paramètre très important lorsqu'il est question d'utilisation de PàC. Deux températures ont une influence sur ses performances : d'une part, la température du système PàC et d'autre part la température du milieu ambiant dans lequel ce système évolue. La température du système PàC doit être parfaitement maîtrisée : si celle-ci est trop basse, le système perd en efficacité, si au contraire elle est trop élevée, le système peut se dégrader et subir des dommages irréversibles. Le système PàC étant refroidi par le milieu ambiant (via un échangeur généralement eau / air, ou air / air), la température de ce dernier constitue un paramètre tout aussi important. De plus, comme cela a été mentionné précédemment, la formation de glace peut avoir des conséquences négatives et doit donc être anticipée.

II.4.2.1) Démarrages et fonctionnement à froid

D'ordinaire, la température d'un système PàC lors de son démarrage évolue rapidement et atteint la température de fonctionnement (70 à 80 °C) en quelques minutes, voire quelques dizaines de minutes. Dans le cadre d'applications mobiles, il est possible que le système PàC soit stocké puis démarré en extérieur et à faible température ambiante (autour de 0 °C ou en-dessous). Le fonctionnement d'un système lorsque celui-ci est à une température négative pourrait entraîner le gel de l'eau produite à l'intérieur même de la PàC, entraînant la rupture d'une membrane ou l'arrêt du système. De façon moins extrême, Yan et al. ont mis en évidence la dépendance de la réponse en tension d'une PàC aérobie mono-cellule avec la température ambiante [27]. En dessous de 25 °C, plus la température ambiante est faible, plus la réponse en tension et donc les performances sont faibles. Des essais de démarrages à froid sous différentes conditions ambiantes (de 0 °C à -15 °C) et en suivant divers protocoles ont été réalisés. Il apparaît que plusieurs paramètres influent sur le bon déroulement d'un démarrage à froid :

- la cellule doit être isolée thermiquement ou bien recevoir des gaz préchauffés ;
- plus le facteur stœchiométrique à la cathode est élevé, plus il y a de chance que le système démarre correctement ;
- une purge du système avant que la température ambiante ne soit devenue négative permet d'enlever l'eau contenue dans le système et d'éviter la formation de glace (qui gênerait l'apport des gaz réactifs).

Si de l'eau demeure dans l'AME lors de l'arrêt du système, une fois la température ambiante devenue négative, cette eau gèle. Or, lorsque l'eau gèle, son volume augmente. En conséquence, la formation de glace dans l'AME provoque des dommages majeurs : la couche catalytique se dissocie de la

membrane et de la GDL et des petits trous ainsi que de petites craquelures se forment sur la membrane. Ces dommages sont irréversibles et fatals pour la cellule, et donc pour le stack.

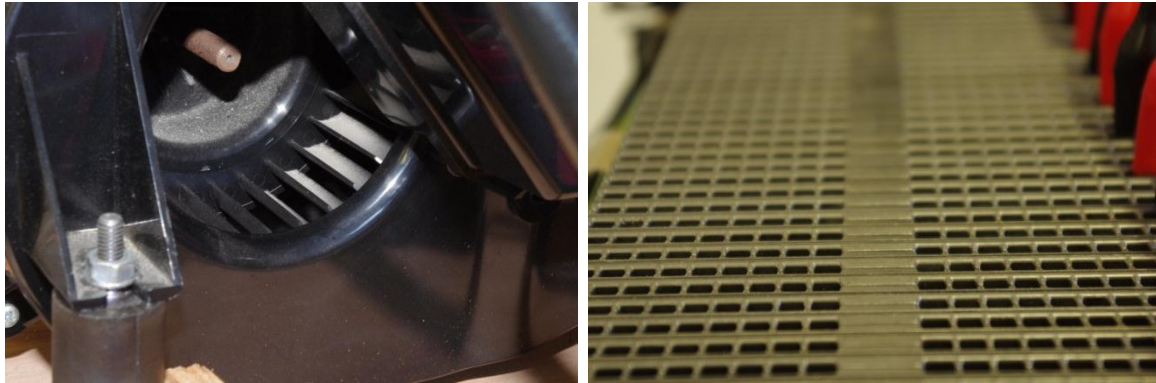
L'utilisation d'un système PàC pour des applications aéronautiques peut supposer que celui-ci soit soumis à des températures négatives lors de son démarrage et lors du vol. Dans ce cas, il convient de prévoir une purge soutenue du système lors de chaque arrêt (afin de le "sécher") et un système de préchauffage (des gaz ou du stack). La solution optimale étant de conserver l'aéronef et donc le système (lorsqu'il est à l'arrêt) dans un endroit sec et à température positive (comme dans un hangar chauffé ou isolé). Les essais de démarrage à froid posent un sérieux problème : ils peuvent être destructifs et donc coûteux. Il semble donc plus judicieux de prendre les dispositions nécessaires pour ne pas être confronté à cette situation. L'utilisation d'un système déjà démarré sous une température négative pose moins de difficulté (dans la limite des températures rencontrées en atmosphère terrestre). En effet, le système génère suffisamment de chaleur pour maintenir sa température. Il est même nécessaire de le refroidir en permanence pour ne pas dépasser les 70 - 80 °C.

II.4.2.2) Refroidissement de la PàC

Une PàC de type PEM produit de l'électricité, de l'eau et de la chaleur grâce à la réaction de combustion froide de l'hydrogène par l'oxygène. Cette réaction électrochimique est fortement exothermique. L'ordre de grandeur du rendement de conversion énergétique au point de fonctionnement nominal est de 50 %. Cela signifie que la PàC produit environ autant de chaleur que d'électricité (une PàC de 20 kW_e dégage environ 20 kW_{th}). La température de fonctionnement d'une PEMFC est d'environ 70 °C et la chaleur qu'elle produit est à cette même température. On parle parfois de chaleur froide. Cette chaleur est évacuée par échange avec le milieu ambiant, soit de façon directe (refroidissement à air) soit de façon indirecte (refroidissement par circuit liquide). Le refroidissement direct consiste à souffler de l'air entre les cellules dans des canaux prévus à cet effet. Le système Ballard NEXA[®] 1,2 kW est équipé d'un refroidissement à air entraîné par un ventilateur (Figure 17).

Le refroidissement indirect consiste à faire circuler de l'eau dans des canaux gravés dans les plaques bipolaires. L'eau en sortie de PàC est dirigée vers un radiateur permettant le refroidissement de l'eau par échange avec le milieu ambiant. L'eau utilisée est dé-ionisée afin que sa conductivité soit la plus faible possible (inférieure à 3 μS.cm⁻¹ en général) pour ne pas créer de court-circuit au sein du stack. La piste du refroidissement indirect diphasique est une solution qui retient l'attention d'équipes de recherche. Le refroidissement diphasique consiste à faire évaporer un liquide sur la zone à refroidir (le point chaud) et à le faire condenser dans un radiateur (point froid). Le

changement de phase permet d'extraire beaucoup plus de chaleur au point chaud car la chaleur latente de l'eau est bien plus importante ($2\,250 \cdot 10^3 \text{ J.kg}^{-1}$ à 100 °C , $1,013 \cdot 10^5 \text{ Pa}$) que sa chaleur spécifique. Néanmoins, ce type de refroidissement nécessite des systèmes PàC fonctionnant à des températures légèrement plus élevées qu'actuellement (100 °C minimum contre 70 à 80 °C actuellement) afin d'atteindre le point d'ébullition du liquide de refroidissement.



a)

b)

Figure 17 : Photographies du système Ballard NEXA® 1,2 kW : ventilateur (à gauche) et canaux de circulation entre les cellules (à droite).

Les températures environnantes élevées constituent elles aussi une difficulté pour le fonctionnement des PàC. Comme expliqué précédemment, la chaleur produite par une PàC est dite froide, autour de 70 °C . Dans le cas d'un refroidissement indirect par eau, l'eau en sortie de PàC atteint quasiment la température interne du stack, soit environ 70 °C . Dans le cadre d'applications aéronautiques, le refroidissement d'un système PàC doit pouvoir se faire sans difficulté au sol, sur le tarmac, où la température peut atteindre 40 °C sans peine (température maximale de milieu ambiant généralement retenue dans les cahiers des charges aéronautiques). La chaleur échangée au niveau d'un radiateur (ou échangeur thermique) est proportionnelle à sa surface, à un coefficient de transfert thermique et à la différence de température entre le fluide caloporteur et le milieu ambiant. Si le milieu ambiant est à une température de 40 °C et que le fluide caloporteur est à 70 °C , cette différence de température est relativement faible (30 °C). Accroître le flux thermique échangé implique alors d'agrandir la surface d'échange du radiateur ou d'améliorer le coefficient d'échange thermique. Augmenter la surface d'échange du radiateur peut rapidement poser des problèmes d'encombrement. Le coefficient d'échange thermique peut être amélioré essentiellement en augmentant le flux d'air qui traverse le radiateur. Pour cela, il est possible d'optimiser la géométrie de la prise d'air ou d'ajouter des ventilateurs sur le radiateur.

Cependant, l'eau dite "froide" entrant dans la PàC pour assurer son refroidissement ne doit pas avoir une température trop faible. En effet, s'il existe une différence de température trop

importante entre l'eau en entrée et l'eau en sortie de cellule, des contraintes mécaniques peuvent apparaître dans les plaques bipolaires. Cela peut également engendrer de fortes différences de densité de courant sur les cellules. Il est donc préférable de respecter une différence de température d'eau maximale entre entrée et sortie de cellule d'environ 5 °C. Le système de refroidissement doit donc répondre à de nombreux critères et ce dans une plage de conditions de fonctionnement particulièrement étendue (température ambiante de -20 °C à 40 °C). De plus, il est nécessaire de minimiser son encombrement, sa masse et son risque de défaillance afin de répondre aux exigences de la réglementation aéronautique. Une attention particulière doit donc être portée à la conception de cet auxiliaire clé du système PEMFC.

II.4.2.3) Formation de glace

La formation de glace est un phénomène bien connu en aéronautique et très redouté. L'évolution en altitude suppose des températures environnantes fortement négatives pouvant conduire à une formation de gel. Ce phénomène peut se manifester sous plusieurs formes. Par exemple, il est courant que du gel se forme sur les bords d'attaque des ailes, ce qui a pour conséquence de fortement diminuer la portance de l'avion et peut causer de graves accidents. Ainsi, la plupart des avions sont équipés de dispositifs antigels permettant de contrer cet effet. Un autre exemple est le gel du carburant dans les conduites. Des échangeurs thermiques sont prévus afin d'éviter ce phénomène qui peut entraîner une sous-alimentation du ou des moteurs et conduire à un accident. Un Boeing 777 de British Airways en a malheureusement fait l'expérience en s'écrasant lors de son atterrissage en Janvier 2008. La formation de glace dans une conduite de kérosène a entraîné une perte de puissance conséquente. Le système antigel du kérosène présentait un défaut de conception, d'après les conclusions du Air Accidents Investigation Branch du ministère des transports britannique [28]. Il est donc primordial d'anticiper le risque de formation de glace dans les systèmes embarqués à bord d'avions.

Dans le cas d'un système PEMFC, la formation de gel pourrait se produire dans le stack, en sortie de PàC (eau produite) ou dans le système de refroidissement. La formation de glace dans le stack a été discutée précédemment. La formation de glace ou de brouillard givrant est à redouter en sortie de PàC. Comme cela a été présenté au paragraphe II.4.1.1).b, l'eau en sortie de PàC peut se trouver sous forme liquide ou sous forme vapeur. Une fois en contact avec le milieu ambiant, si celui-ci est suffisamment froid, l'eau et la vapeur peuvent geler, et dans le pire des cas obstruer l'évacuation de l'eau. Cette situation pourrait conduire à un engorgement du stack et un arrêt du système. Il est également possible que la vapeur d'eau extraite se transforme en brouillard givrant. En conséquence, il faut prêter attention au positionnement de l'évacuation de l'eau produite. Des

essais à basse température semblent opportuns afin de vérifier s'il y a formation de glace en sortie de PàC. Dans ce cas, il suffirait de prévoir un système de chauffage de la conduite d'évacuation.

Concernant le circuit de refroidissement, il est également important lors de sa conception d'anticiper un risque de gel. Les spécifications de températures en entrée et en sortie de PàC (différence de 5 °C entre l'entrée et la sortie de la PàC) imposent une architecture du système de refroidissement avec un radiateur en "by-pass", c'est à dire sur une ligne parallèle. Ainsi, seule une partie du débit liquide passe dans le radiateur. Si le débit passant dans le radiateur est suffisamment faible et si la température extérieure est fortement négative, il est possible que de la glace se forme dans le radiateur. Dans le cadre du projet APACHE, une attention particulière a été portée à ce risque.

II.4.3. Inclinaisons

L'utilisation d'un système PEMFC pour des applications aéronautiques impose qu'il fonctionne correctement en position inclinée. Les inclinaisons que le système doit pouvoir supporter dépendent du type d'avion dans lequel il est intégré. S'il s'agit d'un avion de voltige, toutes les inclinaisons sont susceptibles d'être rencontrées. S'il s'agit d'un avion de ligne ou d'un avion de tourisme, la gamme d'inclinaisons d'un vol "normal" est réduite. En règle générale, les inclinaisons maximales rencontrées en vol sont :

- $\pm 60^\circ$ en roulis ($\pm 30^\circ$ pour un avion de ligne)
- $\pm 20^\circ$ en tangage

Ces valeurs sont indicatives, l'avion peut pour diverses raisons sortir de son domaine de vol. Il conviendrait donc de considérer des valeurs d'inclinaisons plus importantes pour réaliser des essais. La mise en inclinaison d'un système PEMFC peut essentiellement engendrer des difficultés de gestion de l'eau produite et de l'eau de refroidissement.

Dans le stack, l'eau produite est (en quasi-totalité) évacuée par les canaux cathodiques qui permettent l'acheminement des gaz (air ou oxygène). Ces canaux ont des sections dont les dimensions sont de l'ordre du millimètre (voire plus petit). Les écoulements diphasiques qui ont lieu dans ces canaux sont complexes car ils dépendent de plusieurs forces dominantes : forces d'inerties, forces visqueuses, forces de tension de surface et forces gravitationnelles [8]. Plusieurs nombres adimensionnels permettent de quantifier la domination de ces forces :

- Le nombre de Reynolds, Re

$$Re = \frac{UD_h}{\nu}$$

où U est la vitesse du fluide [m.s^{-1}], D_h le diamètre hydraulique [m] (dimension caractéristique de l'écoulement ou dans le cas d'un écoulement en conduite $D_h = \frac{4S}{P}$, S étant la section et P le périmètre) et ν [$\text{m}^2.\text{s}^{-1}$] la viscosité cinématique du fluide. Le nombre de Reynolds compare les forces inertielles aux forces visqueuses et permet de qualifier l'écoulement de laminaire ou de turbulent. Dans le cas des écoulements de gaz dans une PàC, on peut considérer une vitesse de 5 à 10 m.s^{-1} , un diamètre hydraulique de 1 mm et une viscosité cinématique de $2,08.10^{-5} \text{ m}^2.\text{s}^{-1}$, ce qui conduit à un nombre de Reynolds de 240 à 580, caractéristique d'un écoulement laminaire [29].

- Le nombre capillaire, Ca

$$Ca = \frac{U_{liq}\mu_{liq}}{\sigma}$$

où U_{liq} est la vitesse du liquide [m.s^{-1}], μ_{liq} [Pa.s] sa viscosité dynamique et σ sa tension de surface [N.m^{-1}]. Le nombre capillaire compare les forces de viscosité et de tension de surface. Dans le cas d'écoulements liquides dans une PàC, on peut considérer la vitesse de l'eau comprise entre 1 et 10 m.s^{-1} (selon la taille de la goutte et la vitesse des gaz), la viscosité de l'eau de $0,411.10^{-3} \text{ kg.m}^{-1}.\text{s}^{-1}$ et la tension de surface de $0,073 \text{ N.m}^{-1}$, ce qui conduit à un nombre capillaire de 0,0056 à 0,056. Cela montre que les forces de tension de surface dominent largement sur les forces visqueuses.

- Le nombre de Weber, We

$$We = \frac{\rho_{liq}U_{liq}^2L}{\sigma}$$

où ρ_{liq} est la masse volumique de l'eau [kg.m^{-3}] et L une taille caractéristique [m] (taille de goutte). Le nombre de Weber compare les forces d'inerties et les forces de tension superficielle. Lorsque la vitesse de la goutte est de 1 m.s^{-1} et que sa taille équivaut à un dixième de celle du canal (soit 0,1 mm), le nombre de Weber vaut 1,4 : les forces d'inerties et de tension superficielle sont donc comparables. Si cette goutte croît, sa taille peut atteindre celle du canal (1 mm) et sa vitesse sera également plus importante. Le nombre de Weber augmente, les forces d'inerties deviennent grandes devant la tension de surface et la goutte se dissocie en plusieurs gouttes plus petites.

- Le nombre de Bond, Bo

$$Bo = \frac{(\rho_{liq} - \rho_{air})gL^2}{\sigma}$$

Le nombre de Bond compare les forces gravitationnelles à la tension de surface. Si la goutte considérée est petite ($L = 0,1 \text{ mm}$), le nombre de Bond vaut $1,3.10^{-3}$, ce qui signifie que les force de

tension de surface sont prépondérantes. Si cette goutte croît et atteint la taille du canal, le nombre de Bond vaut 0,13, ce qui signifie que la force gravitationnelle a plus d'importance sur la cinétique de la goutte.

Tous ces nombres adimensionnels permettent de se faire une idée des phénomènes physiques qui vont influencer sur les écoulements diphasiques internes à la PàC. Ainsi, il semble que les forces inertielles, les forces de capillarités et les forces volumiques gravitationnelles soient toutes capables d'influencer l'écoulement diphasique dans un micro-canal de PàC. Il est donc possible que, lors d'inclinaisons, des bouchons liquides se forment dans le stack empêchant l'acheminement des gaz réactifs.

Des problèmes peuvent également survenir dans le purgeur gaz / eau (en sortie de stack) ou bien dans le vase d'expansion du circuit de refroidissement. En effet, lors d'une inclinaison trop importante, de l'eau pourrait pénétrer dans une conduite réservée aux gaz au niveau du purgeur. Concernant le vase d'expansion, l'eau pourrait ne plus atteindre la conduite de sortie du vase et la pompe pourrait aspirer de l'air rendant le circuit de refroidissement inefficace. De manière à vérifier le fonctionnement du système en inclinaison, il convient de réaliser des essais du système complet (PàC et circuit de refroidissement) sur un banc inclinable, à différentes inclinaisons et à différentes densités de courant. En cas d'engorgement, il serait intéressant de faire varier la stœchiométrie afin d'augmenter la vitesse des gaz dans les canaux et d'évacuer l'eau responsable de cet engorgement. La littérature ne compte que de rares exemples de travaux concernant des essais de PàC en inclinaison. Chen et al. ont étudié l'effet de l'orientation d'une mono-cellule sur l'évacuation de l'eau produite et la réponse en tension de la cellule [30]. Ils concluent qu'orienter la cellule avec l'anode en haut et la cathode en bas favorise l'évacuation de l'eau et que les performances sont meilleures. Lapeña-Rey et al., dans le cadre des travaux menés par Boeing sur la propulsion d'avions légers, ont étudié l'effet des inclinaisons sur un système PEMFC de 20 kW [31]. Les essais ne révèlent aucun dysfonctionnement ni aucune diminution des performances du système. Cependant, peu de détails sont donnés dans cette publication et il semble important de garder à l'esprit que chaque système est différent et qu'il convient donc d'investiguer les éventuels effets des inclinaisons.

II.4.4. Accélération

Un avion en vol subit des accélérations dues aux changements de sa trajectoire, lorsqu'il se met en montée ou descente, et lorsqu'il vire. Tout comme les inclinaisons, ces accélérations dépendent beaucoup du type d'avion considéré. Les avions légers dont la gamme de facteurs de charge est plus large que pour les avions de ligne, peuvent atteindre +4 g / -2 g. Ces accélérations sont toujours dirigées selon l'axe vertical de l'avion, axe perpendiculaire au plan des ailes. Il semble

donc nécessaire d'évaluer si de telles accélérations peuvent avoir un impact sur le fonctionnement du système PàC. Le stack, étant un bloc rigide, il ne devrait pas subir de déformations importantes. Les éléments les plus susceptibles de subir des déformations sont probablement les tuyauteries. Suivant le matériau utilisé pour celles-ci (métal ou polymère), ces déformations seront plus ou moins importantes et auront des conséquences variables, la pire étant certainement l'apparition de fuites au niveau des raccords. Concernant le fonctionnement du stack, les accélérations sont susceptibles d'affecter les écoulements diphasiques internes comme cela a été présenté dans la section précédente.

Étudier les effets des accélérations sur un système PEMFC n'est pas évident. Expérimentalement, cela suppose des moyens lourds et coûteux. Soit il faut disposer d'une centrifugeuse et y embarquer tout le système, soit il faut avoir la possibilité de réaliser des expériences en vol. Aucune publication ni aucune communication connue ne fait état de tel travaux. Numériquement, il est extrêmement complexe de reproduire tous les phénomènes physiques mis en jeux. Cependant, il est possible d'en modéliser certains, ceux qui sont jugés les plus préoccupants. Ainsi il serait envisageable de simuler numériquement les déformations subies par le stack et par la tuyauterie sous diverses accélérations. Concernant le fonctionnement du stack, la tâche est plus complexe. Comme expliqué précédemment, la principale source de dysfonctionnement attendue est la formation de bouchons liquides ou l'engorgement du stack. Simuler numériquement le fonctionnement d'un stack, en prenant en compte l'écoulement des gaz réactifs et de l'eau produite, la distribution des espèces chimiques, la réaction électrochimique, la distribution de courant et la température du stack est un réel défi. Cependant, des équipes de recherche sont parvenues à coupler écoulements diphasiques, changement de phase, réaction chimique, production d'électricité et répartition de densité de courant [32,33]. Sans atteindre un tel niveau de précision, il est possible de simuler les écoulements diphasiques qui ont lieu dans les micro-canaux du stack. Ainsi, l'écoulement, l'évacuation et la répartition de l'eau liquide dans les micro-canaux peuvent être connus. Il est alors possible de détecter la formation de bouchons gênant l'apport des gaz, ou le recouvrement de la GDL par l'eau [4,5,34–37]. Il faut ensuite déterminer si une situation est critique pour le bon fonctionnement du stack et si une action curative est envisageable (en augmentant par exemple la stœchiométrie afin de désengorger le canal concerné).

II.4.5. Vibrations

Les vibrations sont très présentes à bord d'un avion. Elles ont plusieurs origines. Le(s) moteur(s) génère(nt) inévitablement des vibrations qui sont en partie transmises au reste de l'avion. Même si l'avion est équipé d'une motorisation électrique (donc sans explosion, et a priori peu vibrante), son hélice engendre des vibrations, dues à sa rotation et au flux d'air qu'elle génère.

L'autre origine des vibrations est le milieu ambiant : l'air. Lorsque ces vibrations atteignent de fortes amplitudes, on parle de turbulences. Le principal risque lié aux vibrations pour le système PEMFC est la tenue mécanique du stack et des raccords de tuyauterie. En effet, le stack étant un assemblage de plusieurs cellules, elles-mêmes constituées de plusieurs éléments, les vibrations pourraient désolidariser cet assemblage. Les vis de serrage du stack pourraient se desserrer, et engendrer des fuites de gaz, d'eau et des faux contacts électriques. Il en est de même pour les raccords de conduites de gaz. Par ailleurs, la durée de vie du système s'il est soumis à des vibrations pourrait être diminuée. Des études ont été menées sur les effets des vibrations sur la tenue mécanique et la réponse en tension de stacks [38,39]. L'étude de Rouss et al. rapporte qu'aucune fuite n'a été détectée après les essais en vibrations spécifiques à l'aéronautique [38]. Ils recommandent cependant de conduire le même type d'essais sur des stacks comptant un grand nombre de cellules (le leur n'en comptant que cinq). L'étude de Rajalakshmi et al. [39] portant sur un stack de 30 cellules développant 500 W montre que ce dernier n'a subi aucune altération de ses performances durant les essais en vibrations. Cependant, il est difficile de généraliser ce type de résultats à tous les stacks. En effet, la sensibilité aux vibrations dépendra beaucoup du nombre de cellules et de la conception du stack. Il convient donc de réaliser des essais en vibration sur le système PEMFC étudié avant de garantir son intégration à bord d'un aéronef. Enfin, il existe des dispositifs permettant de suspendre le système PàC et d'absorber une partie des vibrations afin de le protéger.

II.5. Conclusion

Les systèmes PEMFC permettent de produire de l'électricité avec un rendement intéressant et ne rejettent que de l'eau pure et de la chaleur. Ces systèmes n'émettent aucun gaz carbonés ni d'oxydes d'azote. Ils sont donc des convertisseurs énergétiques localement propres et performants qui ont un certain potentiel, d'un point de vue énergétique, pour remplacer (lorsqu'ils sont associés à un moteur électrique) les MCI. L'intégration de système PEMFC dans des aéronefs a déjà fait l'objet de plusieurs études et démonstrations. Ainsi, différents types d'aéronefs ont été équipés de tels systèmes, afin d'y produire de l'électricité. A bord d'un avion léger, un système PEMFC peut fournir l'électricité nécessaire à la propulsion de l'avion via un moteur électrique. A bord d'un avion de ligne, un système PEMFC peut alimenter de nombreux systèmes : éclairage, climatisation (en remplacement de l'APU), pompe hydraulique (servant au déplacement des ailerons), train d'atterrissage motorisé électriquement. Les systèmes PEMFC peuvent également être utilisés à bord d'engins spatiaux ou de ballons de haute altitude.

Dans le cas des applications mobiles, et plus particulièrement aéronautiques, il serait intéressant d'évaluer dans quelle mesure les systèmes PEMFC seraient intégrables en étudiant leur navigabilité. Contrairement aux applications stationnaires, les applications mobiles supposent des

environnements et des positions variables ainsi que des contraintes fortes de volume et de masse. De plus, les éventuelles défaillances du système PEMFC doivent être maîtrisables et minimisées autant que possible. Les systèmes PEMFC sont particulièrement complexes. Leur fonctionnement dépend de nombreux éléments et de nombreux facteurs. Il est important de comprendre les phénomènes qui peuvent avoir lieu lors de l'utilisation de système PEMFC dans des conditions inusuelles de pression, de température, d'inclinaisons, d'accélération et de vibrations. Il est possible d'anticiper certains de ces phénomènes et de prendre des mesures préventives en adaptant la conception des systèmes PEMFC. Par exemple, afin de réduire l'effet des vibrations sur le système, celui-ci peut être monté sur des dispositifs amortisseurs, comme des cylindres blocs. Il est également possible de calculer la puissance nécessaire à un compresseur pour alimenter en air un système PEMFC en fonction de l'altitude d'utilisation. Ainsi, les systèmes PEMFC aérobies et anaérobies peuvent être comparés en termes de rendements, de consommations et de masses. Ce type d'étude permet de définir la solution technologique la plus adaptée à un cahier des charges donné. La gestion thermique du système peut également faire l'objet d'une analyse permettant de concevoir un système de refroidissement performant en prenant en compte les variations de température du milieu ambiant. D'autres phénomènes sont plus difficiles à anticiper, comme les éventuels effets liés aux inclinaisons et aux accélérations. Il est possible de mesurer les effets des inclinaisons sur un système en fonctionnement, mais cela est plus délicat pour les effets liés aux accélérations. La simulation numérique peut apporter des éléments de réponse grâce à la modélisation des écoulements diphasiques internes à la PàC. L'étude de ces écoulements diphasiques peut aider à concevoir des plaques bipolaires qui favorisent l'évacuation de l'eau produite, évitant les phénomènes d'engorgement. Enfin, des essais peuvent être réalisés afin de mesurer les effets de l'altitude sur les systèmes aérobies. Cela permettrait de comprendre comment il est possible de contrer cet effet (en jouant sur la stœchiométrie par exemple) et de définir une altitude maximale d'utilisation du système.

III. Problématique de l'hybridation

Cette section est consacrée à la problématique de l'hybridation de systèmes PàC avec des batteries au lithium. Dans un premier temps, les avantages de l'hybridation de ces deux convertisseurs énergétiques sont présentés. Dans un second temps la technologie de batteries au lithium est expliquée. Enfin dans une troisième et dernière partie, la thématique des architectures électriques d'hybridation est abordée.

III.1. Introduction : Intérêts de l'hybridation

III.1.1. Récupération d'énergie

L'un des intérêts de l'hybridation de systèmes PàC avec des batteries au lithium est de pouvoir utiliser ces batteries à la fois en décharge mais également en charge. En effet, il est relativement aisé de récupérer de l'énergie (lors de freinages par exemple) afin de recharger ces batteries et ce, dans le but d'accroître le rendement énergétique global du système. Les voitures hybrides alliant un MCI et des batteries tirent avantage de cette récupération d'énergie. Sur un avion, il serait possible de faire de même en utilisant l'hélice comme frein aérodynamique et comme éolienne (dans le cas d'une propulsion électrique). Pour un tel système, le pas de l'hélice serait adaptable, comme cela existe déjà sur de nombreux modèles d'aéronefs. Il est également envisageable, dans le cas d'un train d'atterrissage tracteur (Figure 14), de récupérer l'énergie de freinage lors du roulage. Par ailleurs, lors des phases de faible consommation de puissance, la PàC peut servir à recharger les batteries. Une fois les batteries rechargées, la puissance disponible du système hybride est accrue par rapport à la seule puissance produite par la PàC. Dans ce cas, les batteries agiraient comme un tampon de puissance.

III.1.2. Réponse temporelle

Dans le cas des applications automobiles, l'hybridation PàC / batteries lithium permet d'améliorer le temps de réponse du système énergétique et d'assurer une réponse quasiment instantanée du système hybride [40,41]. De plus, la réponse de la PàC n'est pas optimale tant que celle-ci n'a pas atteint sa température de fonctionnement (70 °C à 90 °C), ainsi les batteries assurent les forts appels de puissance pendant les premières minutes après la mise en route du système. Dans le cas de la propulsion électrique d'un aéronef léger, cette situation a peu de chance de se produire. D'une part, les variations de puissance du moteur ne sont généralement pas trop soudaines : les vives fluctuations de puissance sont indésirables vis-à-vis de l'inertie du moteur et elles peuvent engendrer des effets aérodynamiques indésirables. D'autre part, les diverses opérations à réaliser entre l'allumage du système et le décollage demandent peu de puissance et laissent un temps suffisant pour la montée en température de la PàC. En revanche, dans le cas des applications de fourniture électrique à un avion de type gros porteur, les profils de consommation peuvent comporter des créneaux de puissance dus par exemple à l'allumage d'un élément fortement consommateur (un four, un éclairage, etc.). Dans ce cas, il se peut que la réponse temporelle de la PàC ne soit pas suffisamment rapide. Enfin, il est important de rappeler que la réponse temporelle d'un système PàC dépend fortement du fait qu'il s'agisse d'un système H_2 / Air ou H_2 / O_2 . En effet, dans le cas d'un système H_2 / Air l'inertie du système est essentiellement due à celle du compresseur d'air. Ainsi, les systèmes H_2 / O_2 offrent des temps de réponse nettement plus courts.

III.1.3. Dimensionnement du système PEMFC

Comme expliqué précédemment, les batteries au lithium peuvent être utilisées comme tampon de puissance. Dans le cas d'un système hybride servant à la propulsion d'un aéronef léger, le profil de puissance nécessaire présente un pic lors du décollage et de la montée, suivi d'un palier, à une puissance de l'ordre de la moitié de celle nécessaire pour le décollage et correspondant à la croisière, comme illustré sur la Figure 18. Si la PàC est dimensionnée en fonction du pic de puissance, celle-ci est nettement surdimensionnée pour tout le reste du vol.

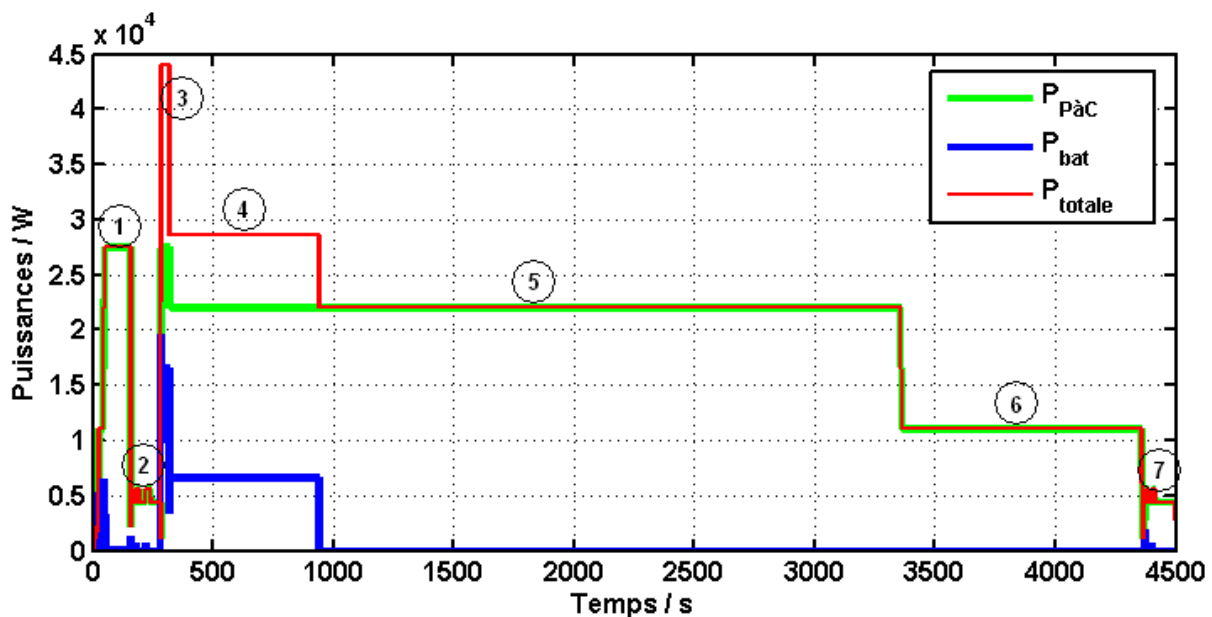


Figure 18 : Profil de puissance pour un vol type d'avion léger biplace comme ceux étudiés dans le cadre du projet APACHE. Rouge : puissance totale ; vert : puissance PàC ; bleu : puissance batteries ; 1 : essais système et montée en température de la PàC ; 2 : roulage ; 3 : décollage et montée initiale ; 4 : montée ; 5 : croisière ; 6 : descente et atterrissage ; 7 : roulage.

Les batteries au lithium ayant une puissance spécifique nettement supérieure à celle des systèmes PàC [42] (de l'ordre de quelques kW.kg^{-1} contre 10 à 100 W.kg^{-1}), elles sont donc bien plus adaptées aux pics de puissance, alors que les PàC sont plus adaptées aux profils de puissance constants (leur énergie spécifique étant légèrement supérieure à celle des batteries au lithium). Un diagramme de Ragone issu du travail de Cai et al. [42] est présenté en Figure 19 et illustre cette différence entre PàC et batteries au lithium. L'aspect encombrement et masse du système hybride étant décisif dans le cadre des applications aéronautiques, il convient de tirer le meilleur parti de chaque technologie disponible.

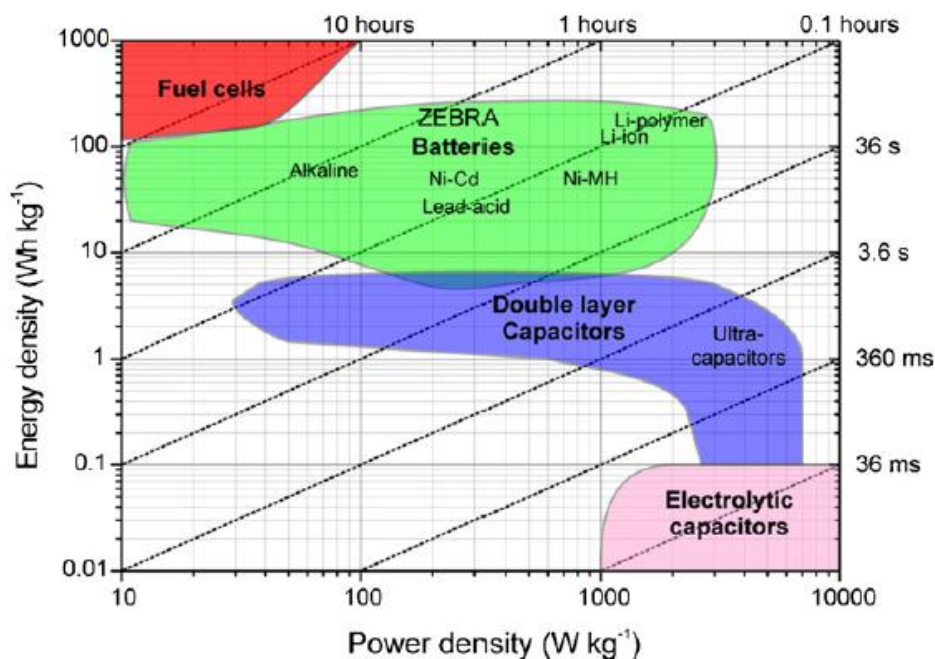


Fig. 6. Ragone plot describing energy storage technologies in terms of energy density and power density. Diagonal perforated lines represent different characteristic times.

Figure 19 : Diagramme de Ragone issu de [42] (lignes pointillées : temps caractéristiques de décharge).

III.1.4. Source de secours

Enfin, dans le cas de la propulsion d'un aéronef léger, un quatrième avantage d'hybrider un système PàC avec des batteries est la redondance des systèmes énergétiques. En cas de panne de la PàC, les batteries peuvent assurer l'alimentation des systèmes de bord (instruments de navigation) et du moteur pendant quelques minutes, laissant ainsi au pilote plus d'options que lors d'une panne de moteur thermique. Notamment en cas de panne au décollage, particulièrement dangereuse, les batteries permettraient un vol en niveau le temps d'effectuer une manœuvre vers le terrain le plus proche. Pour un avion à moteur thermique, la panne moteur au décollage est synonyme d'atterrissage forcé hors terrain et conduit malheureusement souvent à de graves dégâts matériels et humains.

III.2. Propriétés et fonctionnement des batteries

III.2.1. Généralités sur les batteries

Les batteries sont des convertisseurs énergétiques électrochimiques au même titre que les PàC. Contrairement aux PàC qui sont alimentées en réactifs, les batteries contiennent leurs réactifs chimiques. Les batteries mettent elles aussi en jeu des réactions d'oxydoréduction lors desquelles des échanges d'ions positifs et négatifs entre anode et cathode génèrent un flux d'électrons dans un

circuit externe, c'est à dire un courant électrique. Les batteries sont constituées de deux électrodes (anode et cathode) contenant les réactifs électrochimiques (conducteur ionique et électronique). C'est donc dans les électrodes qu'est stockée l'énergie. Un électrolyte assure la conduction ionique entre les électrodes : il s'agit soit d'un liquide (aqueux ou organique), soit d'un solide (polymère, gel, céramique, composite). Enfin un séparateur isole électriquement les électrodes de l'électrolyte. Les électrodes sont reliées par un circuit électrique extérieur dans lequel les électrons circulent (Figure 20).

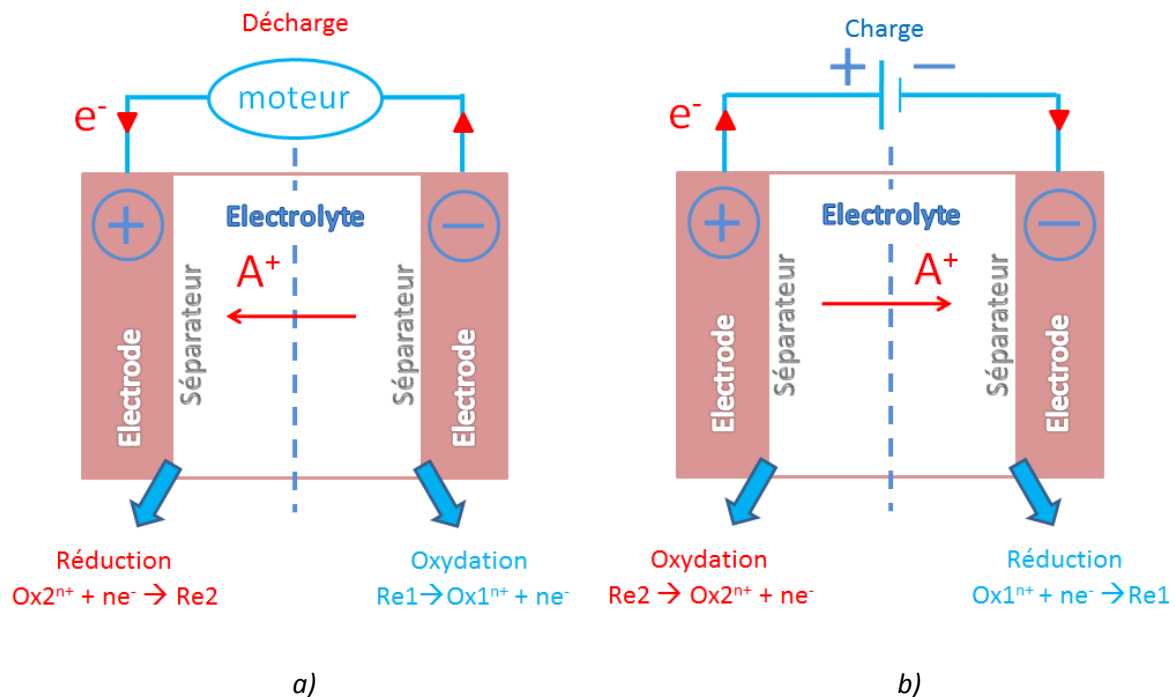


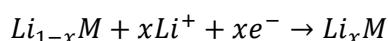
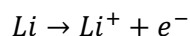
Figure 20 : Schéma de principe d'une batterie en décharge (a) et en charge (b).

Il existe de nombreux types de batteries, en fonction de leurs réactifs électrochimiques, des matériaux utilisés pour les électrodes ou encore pour l'électrolyte. Parmi les batteries on peut citer les batteries au plomb-acide, au nickel-cadmium (Ni-Cd), au nickel-métal-hydrure (Ni-MH), les batteries alcalines ou encore les batteries au lithium (Li). Parmi les batteries au lithium, il existe là encore beaucoup de variantes différentes. Trois grandes familles de batteries au lithium existent : lithium-métal (Li-M), lithium-polymères (Li-Po) et enfin lithium-ion (Li-ion). Dans le travail présenté ici, seules les batteries au lithium sont considérées. En effet, comme indiqué sur le diagramme de Ragone en Figure 19, les batteries au lithium offrent les densités d'énergie et les puissances spécifiques les plus intéressantes, dues en partie à la légèreté du lithium comparée aux autres métaux utilisés. De plus, le couple Li^+ / Li offre une différence de potentiel élevée de 3 V, ce qui permet d'obtenir des tensions de cellule nettement plus élevées qu'avec les autres types de batteries. Par ailleurs, les récents progrès réalisés sur la technologie lithium en font une solution très

attractive. Les batteries au lithium dispose d'un rendement énergétique très élevé, proche de 100 %, d'un taux de décharge en stockage assez faible (environ 10 % en deux mois, 20 % en 12 mois) et d'une durée de vie élevée (perte d'environ 20 % de capacité en 500 cycles charge / décharge complète).

III.2.2. Batteries lithium métal

Les batteries dites lithium métal sont les premières de la famille lithium à avoir fait leur apparition. Elles sont constituées d'une électrode négative en lithium métallique. L'électrode positive, est quant à elle, composée d'oxyde (MnO_2 par exemple, représenté par la lettre M dans l'équation ci-après). Cette technologie a rencontré des difficultés liées essentiellement à la formation de lithium dendritique à l'anode lors de la recharge. Cette dendrite peut causer des courts-circuits particulièrement dangereux [43]. Les équations des réactions électrochimiques lors de la décharge peuvent s'écrire de la façon suivante :

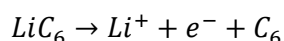


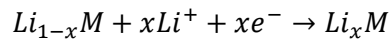
III.2.3. Batterie lithium polymère

Les batteries dites lithium polymères constituent en quelque sorte la charnière entre le lithium métallique et le lithium ionique. A la fin des années 70, une solution vient relancer le lithium métallique : l'électrolyte liquide est remplacé par un polymère (poly(oxyéthylène) POE) gélifié et chargé en sel de lithium, qui empêche ainsi la formation de dendrites sur l'anode métallique [43]. On parle alors de LMP pour Lithium Métallique Polymère. Cette technologie a l'avantage d'offrir une densité énergétique élevée (480 Wh/kg en théorie, 100 à 200 Wh/kg en pratique) mais elle a l'inconvénient de fonctionner à une température comprise entre 60 et 80 °C.

III.2.4. Batteries lithium-ion

Les batteries dites lithium-ion sont issues de travaux visant à remplacer l'anode métallique par un matériau d'insertion servant de support à des ions Li^+ . Ce matériau d'insertion est généralement du graphite. On parle souvent du principe "rocking chair", décrivant le mouvement de bascule des ions Li^+ passant de l'anode à la cathode lors de la décharge puis de la cathode à l'anode lors de la charge. Bien que la technologie lithium-ion offre une densité énergétique moindre (390 Wh/kg en théorie, 110 à 160 Wh/kg en pratique), elle fonctionne à température ambiante et présente moins de problèmes de sécurité. Les équations des réactions électrochimiques lors de la décharge peuvent s'écrire de la façon suivante :





III.3. Architectures d'hybridation

Cette section aborde la problématique de l'hybridation d'un système PàC avec des batteries au lithium. Deux architectures ont été retenues pour être analysées au cours de l'étude.

III.3.1. Généralités sur les architectures d'hybridation PàC / batteries

Il est possible d'imaginer beaucoup d'architectures d'hybridation différentes, en fonction notamment de l'application visée. Cependant, quelques règles sont incontournables. Par exemple, il ne semble pas opportun d'hybrider un système PàC avec des batteries en série. En effet, en cas de défaillance de la PàC ou des batteries, le circuit électrique serait alors ouvert et ne délivrerait plus le moindre courant à l'utilisateur. Ainsi, seules les solutions où PàC et batteries sont connectées en parallèle (Figure 21) ont été considérées. Par ailleurs, l'étage de conversion en amont de l'utilisateur n'est pas abordé ici, puisque ce dernier dépend directement de l'utilisateur final (moteur DC, moteur AC, niveau de tension, etc.). Si le système PàC hybridé alimentait plusieurs utilisateurs, il serait alors avantageux que tous ces utilisateurs fonctionnent avec le même niveau de tension et le même type de courant. Cela permettrait de n'avoir qu'un seul convertisseur pour tous les utilisateurs.

Pour des raisons de modularité, il est possible d'imaginer un système composé de plusieurs PàC. Ces PàC peuvent être connectées en parallèle ou en série. Mais là encore, la solution série implique qu'en cas de défaillance d'une des PàC, toute la branche PàC en série sera ouverte et donc inutilisable. Le seul avantage de cette solution est la possibilité d'obtenir une tension plus élevée. Or, pour conduire la puissance produite vers le point où elle est utilisée (vers le moteur électrique ou tout autre dispositif consommant de la puissance), il est préférable de le faire à tension élevée et courant faible. Cela permet de limiter les pertes ohmiques dans les câbles et donc d'utiliser des câbles à plus faible section, et donc, plus légers.

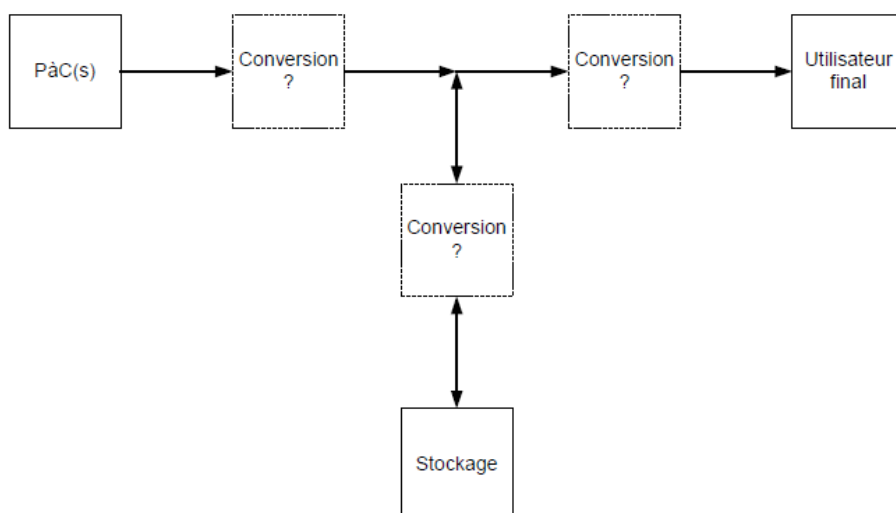


Figure 21 : Principe général d'hybridation.

Du point de vue du rendement, il est préférable de limiter au maximum l'utilisation de convertisseurs et de diodes. En effet, ces éléments n'ont pas des rendements de 100 %, ce qui signifie qu'ils occasionnent des pertes énergétiques. S'il est souvent difficile de s'affranchir totalement de convertisseurs, il est néanmoins facile de dimensionner le système (PàC, batteries) de façon à ce que la tension à convertir soit la plus proche possible de la tension requise par l'utilisateur. De cette façon les rendements sont optimaux. L'idéal serait donc de disposer d'un convertisseur à deux entrées, une pour la branche PàC, l'autre pour la branche batteries.

III.3.2. Hybridation indirecte (avec convertisseur intermédiaire)

L'hybridation indirecte, peu importe le nombre d'étages de conversion, présente un intérêt majeur : la possibilité de commander et donc de contrôler la répartition de puissance demandée à chaque source. Cela permet notamment de privilégier les batteries lithium lorsque la PàC est froide, ou bien encore d'avoir une logique de répartition qui permette d'optimiser le rendement. Cependant, la présence d'un convertisseur a également des inconvénients. Comme expliqué précédemment, les convertisseurs électriques engendrent des pertes énergétiques. Second inconvénient, ils sont une possible source de défaillance supplémentaire. En effet, si l'étage de conversion est défaillant, il se peut que l'utilisateur n'ait plus du tout de puissance disponible. Enfin, le convertisseur électrique représente une masse et un volume supplémentaire dans le système, ce qui n'est pas favorable dans le cas d'applications aéronautiques.

III.3.3. Hybridation directe (sans convertisseur intermédiaire)

L'hybridation directe consiste à relier en parallèle la PàC et le pack batteries au lithium sans intercaler de convertisseur entre eux. Cette architecture nécessite un dimensionnement particulier et fin. En effet, plusieurs contraintes doivent être respectées :

- La PàC n'accepte pas de recevoir de courant, contrairement aux batteries qui sont rechargeables ;
- La tension de la PàC ne doit pas être inférieure à un certain seuil (en général de l'ordre de 0.5 à 0.4 V par cellule) ;
- La tension des batteries doit rester dans le domaine de fonctionnement normal.

Tout cela implique de bien dimensionner PàC et batteries. L'avantage majeur de cette solution directe est qu'elle ne nécessite pas de convertisseur. Le couplage se fait alors de façon "naturelle". Le fait que la PàC et le pack batteries soient électriquement connectés en parallèle impose que leurs tensions soient égales. Par ailleurs, comme il n'y a pas de convertisseur, le risque de défaillance lié à celui-ci n'existe pas. Enfin, le fait de ne pas recourir à un convertisseur réduit la masse et le volume du système. La théorie et le dimensionnement de l'architecture d'hybridation directe sont présentés en détails dans le Chapitre 3 : Essais expérimentaux des systèmes hybrides indirect et direct.

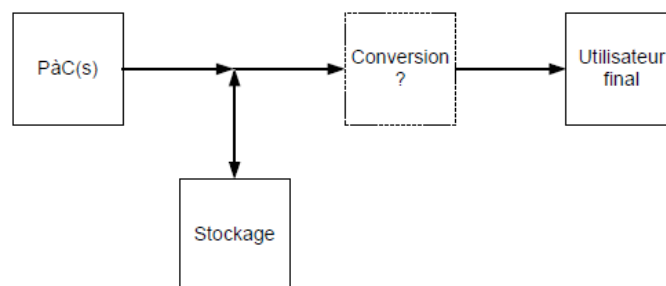


Figure 22 : Schéma d'hybridation directe.

III.4. Conclusion

Dans le cadre d'applications de type transport, les systèmes PEMFC peuvent nécessiter d'être couplés à une source secondaire d'énergie afin de satisfaire aux besoins spécifiés. Ce couplage avec une source secondaire se justifie par plusieurs intérêts. Tout d'abord, le fait de coupler un système PàC avec une source secondaire de type batteries lithium permet de recharger ces dernières et donc de récupérer de l'énergie (récupération de l'énergie de freinage par exemple, ou encore recharge par la PàC pour obtenir un appoint de puissance). Deuxièmement, le couplage avec une source secondaire plus rapide permet d'améliorer le temps de réponse du système énergétique, notamment lors du démarrage du système PEMFC. Troisième avantage du couplage, il permet d'adopter un dimensionnement précis de la PàC par rapport à la puissance moyenne requise, et non par rapport à la puissance maximale. En effet, si la puissance maximale n'est requise que pendant un court instant, les batteries au lithium sont vraisemblablement plus adaptées car plus légères. Enfin, l'hybridation offre une redondance des sources énergétiques qui assure une plus grande sécurité en cas de panne d'une des deux sources.

Les récents progrès réalisés sur les technologies de batteries au lithium en font désormais des stockages chimiques très performants. Les batteries au lithium ont ainsi envahi le marché des batteries de téléphones et d'ordinateurs portables ainsi que celui des automobiles hybrides. Les rendements élevés atteints sont gages d'efficacité, l'absence d'effet mémoire permet une durée de vie relativement longue et les avancées sur les matériaux de cellule ainsi que l'électronique de gestion garantissent une sécurité satisfaisante. Tous ces éléments, ajoutés à la forte densité de puissance, font des batteries au lithium des candidats sérieux pour les applications mobiles.

Se pose alors une question importante : celle de l'architecture d'hybridation, ou encore, comment raccorder PàC et batteries au lithium de façon à obtenir un système énergétique qui tire le meilleur parti de ces deux sources, en ayant comme objectif d'obtenir le système le plus léger et le moins volumineux possible tout en étant capable de répondre aux appels de puissance et en assurant une sécurité optimale. Dans le cadre de cette étude, deux architectures ont été étudiées. La première, indirecte, comporte un étage de conversion raccordant PàC et batteries. Cette architecture indirecte a été expérimentée dans le cadre du projet APACHE grâce à un banc d'essais à terre à échelle réduite. La seconde, directe, ne comporte pas de convertisseur électrique entre la PàC et les batteries. La compatibilité est assurée par un dimensionnement précis des deux sources assurant une bonne répartition "naturelle" des charges de courant. Cette architecture directe a été expérimentée au CEP Sophia Antipolis grâce à un banc d'essais à terre à échelle réduite également (et identique à celle du système hybridé indirectement). Auparavant, ces deux architectures ont fait chacune l'objet d'une étude théorique basée sur un modèle numérique énergétique. Ce modèle numérique, constitué de sous modèles représentant les deux sources électriques, est alimenté et ajusté grâce à des essais expérimentaux permettant de caractériser les systèmes PàC et les batteries. Ainsi, ce modèle numérique est un outil de dimensionnement énergétique pour la mise au point de systèmes PàC hybridés.

IV. Conclusion

Bien que les systèmes PàC soient des machines complexes faisant intervenir de nombreux phénomènes physico-chimiques, la connaissance et la compréhension de ces systèmes se basent sur plus d'un siècle de recherche. Ainsi, les principaux mécanismes intervenant dans leur fonctionnement sont connus, et des équations permettent de comprendre l'influence des différents paramètres qui les gouvernent. Ces équations permettent notamment de modéliser précisément la réponse d'une PàC à diverses sollicitations et sous différentes conditions (température, pression). Cependant, l'expérimentation est nécessaire pour connaître l'influence de certaines conditions, comme les inclinaisons. En effet, la fluidique intervenant dans un système PàC est complexe, et bien

que des travaux existent sur sa modélisation, elle reste néanmoins coûteuse en temps (plusieurs jours voire plusieurs semaines en fonction du nombre de processeurs utilisés) et en moyens de calcul. Le comportement des batteries comme celles au lithium est lui aussi bien connu et aisément modélisé. Les batteries étant des éléments fonctionnant uniquement sur des principes chimiques et ne comptant aucune pièce mobile, leur fonctionnement en conditions aéronautiques (inclinaisons, accélérations) ne présente pas de problème a priori. Les batteries au plomb sont d'ailleurs utilisées depuis très longtemps dans l'aviation légère tout comme elles le sont dans l'automobile.

Comme cela a été présenté dans ce chapitre, les PàCs ont fait leur apparition dans les cieux il y a plusieurs décennies, lors des programmes spatiaux américains entre autres. Depuis, plusieurs études ont montré la possibilité de les utiliser à bord d'aéronefs. Cependant, dans un objectif de démocratisation de l'utilisation des systèmes PEMFC pour les applications aéronautiques, il est indispensable d'étudier les limites de ces systèmes en conditions de vol et de montrer qu'ils seront capables, couplés à des moteurs électriques, de remplacer les MCI sans que la sécurité ne soit altérée.

La démocratisation des systèmes PàCs dans l'aéronautique passe également par le maintien, voire l'amélioration des performances obtenues grâce à un système énergétique électrique par rapport à celles aujourd'hui obtenues avec les MCI. Les intérêts environnementaux semblent évidents (au moins localement, la production de l'hydrogène demeurant un point important de l'aspect environnemental, tout comme celui de la production de batteries au lithium) avec l'absence d'émission de CO_x ou de NO_x et la diminution importante des émissions sonores. Si la PàC semble pouvoir remplacer à elle seule les MCI pour certaines applications aéronautiques (par exemple pour les APU), cela n'est pas le cas pour la totalité de ces applications. Ainsi, pour la propulsion d'avions légers, il est préférable d'opter pour un système hybride alliant une PEMFC et des batteries au lithium. Cette hybridation peut être mise en œuvre de différentes façons en fonction de l'utilisation finale de la puissance produite : hybridation indirecte, plus traditionnelle, comportant un étage de conversion entre PàC et batteries, permettant une gestion de la répartition de la charge sur chacune des sources, ou bien hybridation directe, sans étage de conversion entre PàC et batteries, peu commune, basée sur une répartition de la charge "naturelle" (équilibre des tensions). Ces deux architectures présentent des avantages et des inconvénients qu'il est intéressant de comparer. Les modèles numériques développés permettent de prédire le comportement de ces systèmes hybrides et de les dimensionner avec précision.

Bibliographie CHAPITRE 1

- [1] J.-K. Kuo, C.-K. Chen, *Journal of Power Sources* 162 (2006) 207–214.
- [2] V.V. Nikam, R.G. Reddy, S.R. Collins, P.C. Williams, G.H. Schiroky, G.W. Henrich, *Electrochimica Acta* 53 (2008) 2743–2750.
- [3] W. Friede, *Modélisation et caractérisation d’une pile à combustible du type PEM*, Institut National Polytechnique de Lorraine, 2003.
- [4] Y. Ding, H.T. Bi, D.P. Wilkinson, *Journal of Power Sources* 196 (2011) 6284–6292.
- [5] H. Kim, J.H. Nam, D. Shin, T.-Y. Chung, Y.-G. Kim, *Current Applied Physics* 10 (2010) S91–S96.
- [6] A.D. Le, B. Zhou, *Journal of Power Sources* 193 (2009) 665–683.
- [7] L. Zhang, W. Du, H.T. Bi, D.P. Wilkinson, J. Stumper, H. Wang, *Journal of Power Sources* 189 (2009) 1023–1031.
- [8] K. Jiao, X. Li, *Progress in Energy and Combustion Science* 37 (2011) 221–291.
- [9] R. Metkemeijer, P. Achard, L. Rouveyre, in: *Proceedings of the HYPOTHESIS II Symposium, Hydrogen Power*, Grimstad, Norway, 1998, pp. 581–590.
- [10] S.S. Kocha, “Principles of MEA Preparation”, *Handbook of Fuel Cells*, Chap 43, Vol. 3, Wiley ed., 2003.
- [11] Ewen Raugel, *Étude théorique, expérimentale et numérique des piles à combustibles anaérobies confinées en vue d’applications offshores*, Thèse de l’École des Mines de Paris, 2004.
- [12] NASA - Fuel Cell Use in the Space Shuttle, http://www.nasa.gov/topics/technology/hydrogen/fc_shuttle.html, (n.d.).
- [13] M. Uno, T. Shimada, Y. Ariyama, N. Fukuzawa, D. Noguchi, K. Ogawa, H. Naito, Y. Sone, Y. Saito, *Journal of Power Sources* 193 (2009) 788–796.
- [14] T.H. Bradley, B.A. Moffitt, D.N. Mavris, D.E. Parekh, *Journal of Power Sources* 171 (2007) 793–801.
- [15] Blake A. Moffitt, Thomas H. Bradley, David E. Parekh, Dimitri Mavris, *Design and Performance Validation of a Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicle*, AIAA, 2006.
- [16] Thomas H. Bradley, Blake A. Moffitt, Reid W. Thomas, Dimitri Mavris, David E. Parekh, *Test Results for a Fuel Cell-Powered Aircraft*, SAE, 2006.
- [17] James C. Kellogg, Lesli Monforton, Danielle White, Michael Vick, Karen Swider Lyons, Peter Bouwman, *Fuel Cell for Micro Air Vehicles*, proceedings.ndia.org/5670/Fuel_Cells-Kellogg.ppt, 2005.

- [18] Fuel Cells Bulletin 2010, <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1464285910700092>, (2010) 4.
- [19] Fuel Cells Bulletin 2009, <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1464285909702755>, (2009) 3.
- [20] Fuel Cells Bulletin 2010, <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1464285910702777>, (2010) 4.
- [21] G. Romeo, F. Borello, G. Correa, in: 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, Nice, France, http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE_CD1998-2010/ICAS2010/PAPERS/605.PDF, 2010.
- [22] Fuel Cells Bulletin 2006, <http://www.sciencedirect.com/science/article/B6VPB-4KB2D25-2/2/8af7e161b3cb36be5ee5895a9649fcf7>, (2006) 1.
- [23] Fuel Cell Today : <Http://www.fuelcelltoday.com/news-events/news-archive/2011/july/dlr%27s-airbus-successfully-taxis-using-fuel-cell-nose-wheel> (2011).
- [24] SPIEGEL R. J., GILCHRIST T., HOUSE D. E., Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part A. Journal of Power and Energy 213 (1999) 57–68.
- [25] PRATT Joseph W, BROUWER Jacob, SAMUELSEN G. Scott, Journal of Propulsion and Power 23 (2007) 437–444.
- [26] Dr. J. Kallo, P. Schumann, C. Graf, Prof. K.A. Friedrich, in: Fuel Cell Seminar, Phoenix, http://www.fuelcellseminar.com/assets/pdf/2008/wednesdayPM/DEM33-6_JKallo.ppt.pdf, 2008.
- [27] Q. Yan, H. Toghiani, Y.-W. Lee, K. Liang, H. Causey, Journal of Power Sources 160 (2006) 1242–1250.
- [28] AAIB, Interim Report 2 - Boeing 777-236ER, G-YMMM 04-09, AAIB, 2009.
- [29] G. Hetsroni, A. Mosyak, E. Pogrebnyak, L.P. Yarin, International Journal of Heat and Mass Transfer 48 (2005) 1982–1998.
- [30] S. Chen, Y. Wu, International Journal of Hydrogen Energy In Press, Corrected Proof (n.d.).
- [31] N. Lapeña-Rey, J. Mosquera, E. Bataller, F. Ortí, C. Dudfield, A. Orsillo, Journal of Power Sources 181 (2008) 353–362.
- [32] A.D. Le, B. Zhou, Journal of Power Sources 195 (2010) 5278–5291.
- [33] A.D. Le, B. Zhou, Electrochimica Acta 54 (2009) 2137–2154.
- [34] C. Fang, C. Hidrovo, F. Wang, J. Eaton, K. Goodson, International Journal of Multiphase Flow 34 (2008) 690–705.
- [35] N. Akhtar, P.J.A.M. Kerkhof, International Journal of Hydrogen Energy 36 (2011) 3076–3086.
- [36] X. Zhu, P.C. Sui, N. Djilali, Journal of Power Sources 172 (2007) 287–295.
- [37] X. Zhu, P.C. Sui, N. Djilali, Journal of Power Sources 181 (2008) 101–115.

- [38] V. Rouss, P. Lesage, S. Bégot, D. Candusso, W. Charon, F. Harel, X. François, V. Selinger, C. Schilo, S. Yde-Andersen, *International Journal of Hydrogen Energy* 33 (2008) 6755–6765.
- [39] N. Rajalakshmi, S. Pandian, K.S. Dhathathreyan, *International Journal of Hydrogen Energy* 34 (2009) 3833–3837.
- [40] O. Erdinc, B. Vural, M. Uzunoglu, *Journal of Power Sources* 194 (2009) 369–380.
- [41] J.M. Andújar, F. Segura, M.J. Vasallo, *Renewable Energy* 33 (2008) 813–826.
- [42] Q. Cai, D.J.L. Brett, D. Browning, N.P. Brandon, *Journal of Power Sources* 195 (2010) 6559–6569.
- [43] Anna TEYSSOT, *Étude De l'Interface Lithium Métal/ Électrolyte Polymère Fondu Et Gélifié*, PhD, Ecole Polytechnique, 2005.

Chapitre 2

Table des matières CHAPITRE 2 :

Étude analytique et expérimentale de la navigabilité aérienne des systèmes Pile à Combustible de type Membrane Echangeuse de Protons

Table des figures CHAPITRE 2.....	60
CHAPITRE 2 : Étude analytique et expérimentale de la navigabilité aérienne des systèmes Pile à Combustible de type Membrane Echangeuse de Protons.....	63
I. Introduction.....	63
II. Étude expérimentale en altitude : effets de la pression ambiante.....	63
II.1. Essais sur le système NEXA Ballard.....	64
II.1.1. Le système NEXA Ballard.....	64
II.1.2. Mode opératoire.....	65
II.2. Essais sur le système Bahia Héliion.....	66
II.2.1. Le système Bahia Héliion.....	66
II.2.2. Mode opératoire.....	67
II.3. Résultats et discussions.....	68
II.3.1. Système Ballard NEXA.....	69
II.3.2. Système Bahia.....	71
II.3.2.1) Courant maximal.....	71
II.3.2.2) Compresseur d'air et pression de la cathode.....	72
II.3.2.3) Courbes de polarisation.....	75
II.3.2.4) Rendements.....	79
II.4. Conclusion.....	83
III. Étude analytique et numérique : Influence de l'altitude sur le choix de l'oxydant.....	84
III.1. Introduction.....	84
III.2. Modélisation des systèmes PàC.....	84
III.2.1. Réponse en tension.....	85
III.2.2. Extrapolation des mesures obtenues avec le système Bahia.....	85
III.2.3. Modèle du système aérobie avec compresseur modifié.....	86
III.2.3.1) Dimensionnement du compresseur.....	87
III.2.3.2) Dimensionnement du stack.....	88
III.2.4. Comparaison des systèmes aérobie et anaérobie.....	91
III.2.4.1) Les systèmes comparés.....	91
III.2.4.2) Stockages de gaz.....	92
III.2.4.3) Comparaison selon les profils de vol.....	93

III.2.4.4) Comparaison selon la durée et l'altitude de vol	98
III.3. Critères qualitatifs de comparaison entre systèmes aérobie et anaérobie	101
III.4. Conclusion	102
IV. Étude expérimentale de la sensibilité aux inclinaisons	103
IV.1. Introduction.....	103
IV.2. Essais sur le système NEXA Ballard	105
IV.2.1. Montage expérimental.....	105
IV.2.2. Mode opératoire	106
IV.2.3. Résultats	107
IV.2.3.1) Courbes de polarisations	107
IV.2.3.2) Courant maximal admissible.....	108
IV.2.3.3) Fréquence des purges d'hydrogène	109
IV.3. Essais sur le système IMHOTEP Hélion.....	111
IV.3.1. Le système IMHOTEP Hélion	111
IV.3.2. Montage expérimental.....	112
IV.3.3. Mode opératoire	113
IV.3.4. Résultats	113
IV.3.4.1) Bilans d'eau.....	113
IV.3.4.2) Tensions de cellule et puissance moyenne.....	116
IV.4. Conclusion	117
V. Conclusion	118
Bibliographie CHAPITRE 2.....	121

Table des figures CHAPITRE 2

Figure 1 : Photographie du système PEMFC NEXA Ballard 1.2 kW.	64
Figure 2 : Schéma du système PEMFC Ballard NEXA 1.2 kW (avec l'aimable autorisation de Ballard).	65
Figure 3 : Courant du système (noir) et température du stack (gris) lors d'une courbe de polarisation.	66
Figure 4 : Photographie du système Bahia Héliion 1 kW.	67
Figure 5 : Température du stack et courant imposés au stack durant les courbes de polarisation.	68
Figure 6 : Pression de l'air ambiant en fonction de l'altitude.	68
Figure 7 : Courbes de polarisation du système Ballard NEXA 1.2 kW ; carrés : 200 m ; losanges : 1 200 m ; triangles : 2 200 m.	69
Figure 8 : Températures du stack et de l'air ambiant pendant les essais en altitude.	70
Figure 9 : Surpression générée par le compresseur en fonction du courant de la PàC à 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).	73
Figure 10 : Surpression générée par le compresseur en fonction du courant de la PàC à $\lambda_c = 2.5$ et à 200, 1 200 et 2 200 m.	73
Figure 11 : Pression absolue de l'air à l'entrée de la cathode pour tous les essais.	74
Figure 12 : Pression partielle moyenne d'oxygène dans la cathode pour tous les essais.	75
Figure 13 : Courbes de polarisations à 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).	76
Figure 14 : Courbes de polarisation à 200 m (carrés), 1 200 m (losanges) et 2 200 m (triangles) à $\lambda_c = 2.5$	76
Figure 15 : Courbes de polarisations à 1 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).	77
Figure 16 : Courbes de polarisations à 2 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).	77
Figure 17 : Puissance maximale de la PàC en fonction de l'altitude pour différentes stœchiométries.	78
Figure 18 : Comparaison des courbes de polarisation des cas 200 m $\lambda_c = 1.75$ et 1 200 m $\lambda_c = 2.5$ et des cas 200 m $\lambda_c = 1.5$ et 1 200 m $\lambda_c = 2.0$	79
Figure 19 : Rendements système à 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).	79
Figure 20 : Rendements système à 200 m (carrés), 1 200 m (losanges) et 2 200 m (triangles) à $\lambda_c = 2.5$	81
Figure 21 : Rendements globaux à 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).	82
Figure 22 : Rendements globaux à 200 m (carrés), 1 200 m (losanges) et 2 200 m (triangles) à $\lambda_c = 2.5$	82

Figure 23 : Tension de cellule à 200 m et à 5 000 m et tension adimensionnée.	86
Figure 24 : Puissance du compresseur en fonction de la puissance utile pour différentes altitudes (vert clair : 0 m, vert foncé : 1 000 m ; bleu clair : 2 000 m ; bleu foncé : 3 000 m ; orange : 4 000 m ; rouge : 5 000 m) pour une stoechiométrie de 2.5 et une température stack de 70 °C.	90
Figure 25 : Rendement système en fonction de la puissance utile pour différentes altitudes (vert clair : 0 m, vert foncé : 1 000 m ; bleu clair : 2 000 m ; bleu foncé : 3 000 m ; orange : 4 000 m ; rouge : 5 000 m) pour une stoechiométrie de 2.5 et une température stack de 70 °C.	90
Figure 26 : Comparaison des courbes de polarisation (marqueurs vides) et des courbes de puissances (marqueurs pleins) par cellule unitaire et par unité de surface pour le système Bahia (carrés noirs, H ₂ / Air) et le système IMHOTEP (losanges rouges, H ₂ / O ₂).	92
Figure 27 : Puissance moteur (rouge), altitude (bleu) et pression ambiante (vert) lors d'un vol type avec croisière à 1 000 m d'altitude, en fonction du temps.	94
Figure 28 : Puissance moteur (rouge), altitude (bleu) et pression ambiante (vert) lors d'un vol type avec croisière à 2 500 m d'altitude, en fonction du temps.	95
Figure 29 : Puissance moteur (rouge), altitude (bleu) et pression ambiante (vert) lors d'un vol type avec croisière à 5 000 m d'altitude, en fonction du temps.	95
Figure 30: Comparaison des masses à embarquer pour les systèmes aérobie et anaérobies ; Résultats obtenus par simulations sur les profils de vol (Figure 27 Figure 28 Figure 29) ; Bleus : aérobie ; Verts : anaérobie ; Foncés : stockage H ₂ à 350.10 ⁵ Pa ; Clairs : stockage H ₂ à 700.10 ⁵ Pa).	97
Figure 31: Comparaison des volumes à embarquer pour les systèmes aérobie et anaérobies ; Résultats obtenus par simulations sur les profils de vol (Figure 27 Figure 28 Figure 29) ; Bleus : aérobie ; Verts : anaérobie ; Foncés : stockage H ₂ à 350.10 ⁵ Pa ; Clairs : stockage H ₂ à 700.10 ⁵ Pa). ...	98
Figure 32 : Masses des systèmes aérobie (rouge) et anaérobie (vert) pour les scénarii de stockage d'hydrogène à 350.10 ⁵ Pa (traits pleins) et à 700.10 ⁵ Pa (traits pointillés) ; a) : à 1 000 m ; b) : à 2 500 m ; c) : à 5 000 m.	99
Figure 33 : Volumes des systèmes aérobie (rouge) et anaérobie (vert) pour les scénarii de stockage d'hydrogène à 350.10 ⁵ Pa (traits pleins) et à 700.10 ⁵ Pa (traits pointillés) ; a) : à 1 000 m ; b) : à 2 500 m ; c) : à 5 000 m.	100
Figure 34 : Axes de tangage, de roulis et de lacet d'un avion ([19] http://www.lavionnaire.fr/StructGouvernes.php).	104
Figure 35 : Photographie du système NEXA Ballard sur la table inclinable (en position de tangage avec un angle de -30°).	106
Figure 36 : Description des positions inclinées pour le système NEXA Ballard ; les angles de tangage négatifs correspondent à la cathode située au-dessus de l'anode.	106

Figure 37 : Courbes de polarisation et puissance du système NEXA Ballard. Losanges : à l'horizontal ; carrés : 45° de roulis ; triangles : -45° de roulis ; + : 45° de tangage ; × : -45° de tangage.....	107
Figure 38 : Schéma de l'hypothétique accumulation d'eau dans le collecteur de sortie des gaz et de l'eau de la cathode, dans le cas où le système est incliné à -45° en tangage.	109
Figure 39 : Fréquences des purges d'hydrogène pour différentes positions inclinées (losanges noirs : tangage ; carrés gris : roulis). Essais de 1 200 secondes à 40 A.	110
Figure 40 : Tensions moyennes de cellule dans chaque groupe de cellules (tension moyennée sur la durée de l'essai, 1 200 secondes à 40 A).....	110
Figure 41 : Table inclinable conçue par Héliion pour les essais en inclinaisons du système IMHOTEP.	112
Figure 42 : Photographie du système IMHOTEP lors de l'essai à 30° de roulis.....	113
Figure 43 : Tension moyenne de cellule des différents groupes de cellules lors des essais en positions inclinées.....	116

CHAPITRE 2 : Étude analytique et expérimentale de la navigabilité aérienne des systèmes Pile à Combustible de type Membrane Echangeuse de Protons

I. Introduction

L'objet de ce chapitre est l'étude de la navigabilité des systèmes PEMFC. La navigabilité est l'aptitude d'un système à fonctionner alors même qu'il est en déplacement à bord d'un véhicule. Communément, le terme navigabilité est appliqué à la navigation maritime ou à la navigation aérienne. Dans la présente étude, nous nous intéressons exclusivement à la navigabilité aérienne. A bord d'aéronefs, les systèmes PEMFC sont sujets à des conditions de fonctionnement différentes de celles rencontrées dans le cadre d'applications stationnaires "normales". L'évolution en altitude conduit à une diminution de la pression et de la température ambiante. De plus, le déplacement en milieu aérien implique des inclinaisons variables par rapport à la gravité selon les deux axes des systèmes. Cette problématique a été présentée dans le Chapitre 1. La première partie de ce chapitre est consacrée aux essais expérimentaux mis en œuvre pour quantifier les effets de la diminution de pression ambiante, due à une montée en altitude, sur le fonctionnement d'un système PàC. La seconde partie est consacrée à l'étude du choix de l'oxydant (air ou oxygène pur) en fonction de l'altitude cible du cahier des charges (pour un système servant à la propulsion d'un avion léger). La troisième section traite des essais de PEMFC réalisés en inclinaisons.

II. Étude expérimentale en altitude : effets de la pression ambiante

Des essais de fonctionnement en pression ambiante réduite ont été réalisés sur deux systèmes aérobies : le système NEXA Ballard 1.2 kW et le système Bahia Héliion 1 kW. Ces deux systèmes ont été testés dans trois lieux différents, à trois altitudes différentes : Sophia Antipolis (CEP) à 200 m, Beauvezer à 1 200 m, et le Col d'Allos à 2 200 m. La pression ambiante à 2 200 m est de l'ordre de 0.78 bar. Cette pression est a priori suffisamment faible pour pouvoir observer des effets sur la réponse en tension d'un système PàC [1]. De plus, comme expliqué dans le chapitre 1, la pression maintenue à bord des avions de ligne est équivalente à la pression ambiante à une altitude d'environ 2 000 m, soulignant l'intérêt des essais réalisés à cette altitude. Par ailleurs, la mise en œuvre de ces essais est relativement plus aisée que l'utilisation d'une chambre atmosphérique (dont

le CEP ne dispose pas) ou que la réalisation d'essais à bord d'un aéronef (particulièrement coûteux et nécessitant des autorisations spécifiques de la DGAC).

II.1. Essais sur le système NEXA Ballard

II.1.1. Le système NEXA Ballard

Le système NEXA Ballard 1.2 kW (Figure 1) est un système aérobie composé de 47 cellules refroidies par air et d'une surface d'environ 50 cm². Ce système est totalement autonome, piloté par son propre contrôle commande. Tout ce qu'il requiert pour fonctionner est une source d'hydrogène pur ainsi qu'une batterie 24 V pour son démarrage. Une fois le système allumé, les auxiliaires sont alimentés uniquement par le stack. Le système délivre un courant compris entre 0 et 50 A, et une tension comprise entre 42 et 25 V. L'utilisateur ne peut pas maîtriser la température du stack ni la stœchiométrie de la réaction, ce qui limite les possibilités d'expériences sur les paramètres de fonctionnement. Cependant, le fait de tester un système disponible dans le commerce et prêt à l'emploi dans des conditions particulières n'en est pas moins intéressant.

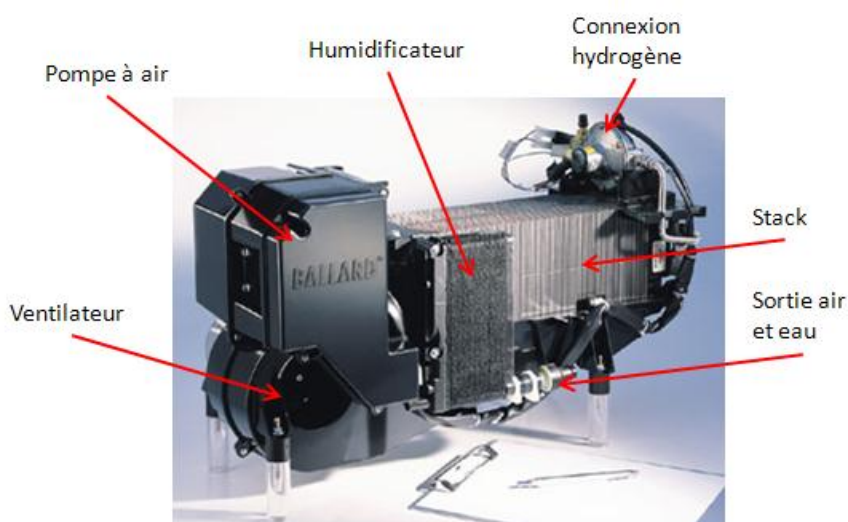


Figure 1 : Photographie du système PEMFC NEXA Ballard 1.2 kW.

Comme illustré sur la Figure 2, le système Ballard NEXA est alimenté en air grâce à un compresseur, et en hydrogène grâce à une (ou des) bouteilles de gaz comprimé. L'anode est en canal fermé. Des purges sont réalisées à chaque fois que la tension d'une des cellules devient inférieure à un certain seuil (cette tension seuil dépend du courant : il s'agit d'une courbe de polarisation minimale). Côté cathode, la stœchiométrie est fixée à 2.5 et les gaz sortant échangent leur humidité avec les gaz frais dans un humidificateur. Le refroidissement du stack est géré par le contrôle commande et l'utilisateur ne peut pas choisir de température de consigne. Le régime du ventilateur est déterminé par le courant demandé au stack. Ainsi, la température du stack dépend du courant qui lui est

demandé. Le système NEXA Ballard étant autonome, peu volumineux et léger, il est facilement transportable.

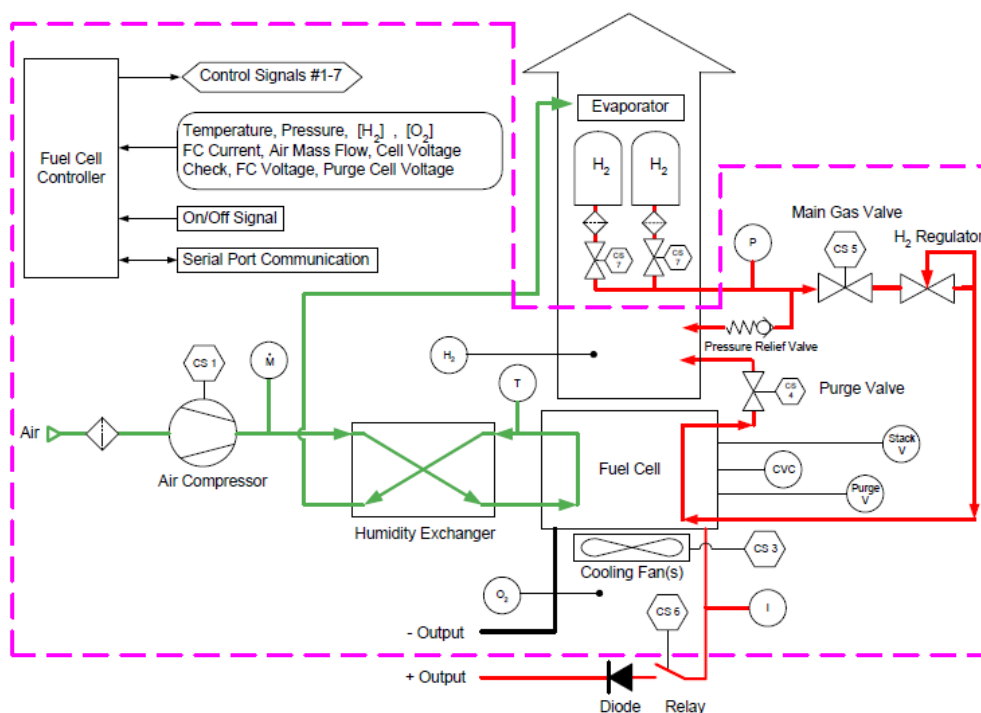


Figure 2 : Schéma du système PEMFC Ballard NEXA 1.2 kW (avec l'aimable autorisation de Ballard).

II.1.2. Mode opératoire

Le système NEXA Ballard est alimenté en hydrogène pur par une bouteille B50 d'Air Liquide. Le système est connecté à une charge électronique Höcherl & Hackl Series DS, qui dissipe le courant en chaleur. La charge électronique est pilotée par un programme VEE Pro développé spécifiquement pour ces expériences. Ce même programme permet, via une boîte d'acquisition Agilent 34970A, de mesurer :

- le courant du stack ;
- la tension du stack ;
- la tension toutes les trois cellules ;
- la température du stack (prise dans un canal de refroidissement au centre du stack) ;
- la température ambiante ;
- le débit d'hydrogène.

Enfin, le programme permet de réaliser automatiquement des courbes de polarisation.

Les courbes de polarisation sont réalisées en effectuant des mesures à courant constant. Le courant est augmenté par pas de 5 A toutes les 180 secondes, de 0 A à 50 A, puis diminué par pas de

5 A jusqu'à 0 A. Les courbes de polarisation sont réalisées en moyennant les mesures obtenues en courant croissant et décroissant. Pour chaque palier de courant, les mesures sont enregistrées durant les 60 dernières secondes (soit après 120 secondes à courant établi) de façon à ce que la température du stack ne varie pas de plus de 3 °C (voir Figure 3). Les résultats de ces essais sont présentés dans la section II.3 Résultats ci-après. Ces essais en altitude ont été réalisés en Juillet 2010.

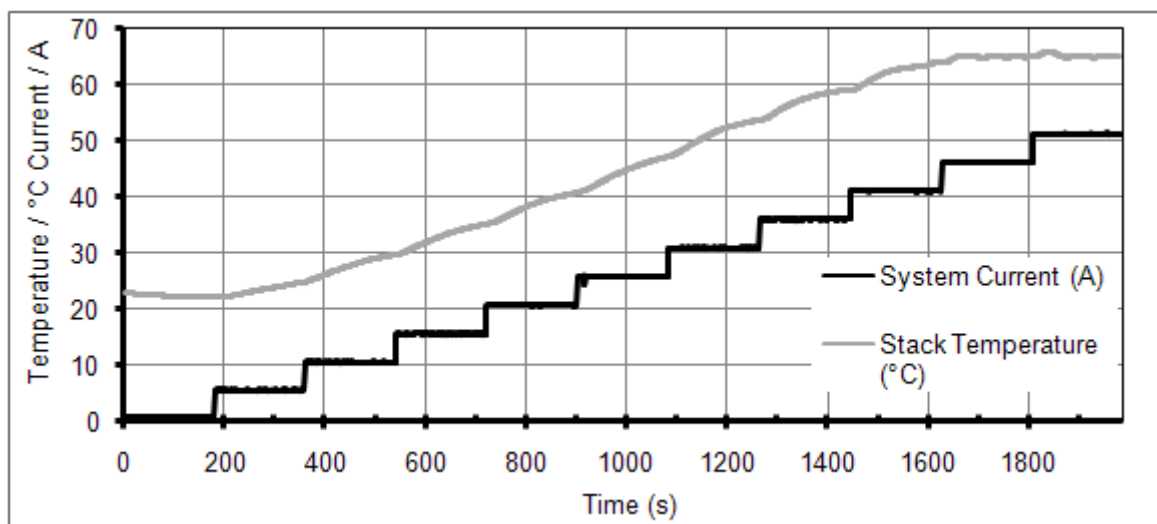


Figure 3 : Courant du système (noir) et température du stack (gris) lors d'une courbe de polarisation.

II.2. Essais sur le système Bahia Héliion

II.2.1. Le système Bahia Héliion

Le système Bahia Héliion est un système PEMFC de 1 kW composé de 24 cellules de 100 cm² (Figure 4). Le stack est refroidi par de l'eau via un radiateur équipé de deux ventilateurs. Ce système a été développé par Héliion et mis en service en 2009. C'est un banc didactique dédié à l'enseignement. L'aspect didactique du système Bahia a été mis au point conjointement avec le CEP. Le système Bahia a été conçu pour pouvoir observer au mieux les différents éléments qui le composent. Le système Bahia peut fonctionner selon deux modes : automatique ou semi-automatique. Le mode automatique pilote le système et l'utilisateur n'a qu'à appliquer une charge. Le mode semi-automatique permet à l'utilisateur de choisir lui-même trois paramètres : la stœchiométrie côté cathode (de 1.5 à 2.5), l'activation de purges et la consigne de température du stack (de 55 à 75 °C). Par ailleurs, le logiciel de pilotage du banc permet de contrôler la charge électronique (commande en courant, en tension ou en puissance) et d'effectuer des cycles prédéfinis. Les auxiliaires du système sont alimentés par le réseau électrique, mais leur consommation est mesurée. Sont également mesurés la tension du stack, la tension toutes les deux cellules, les températures d'eau de refroidissement en entrée et en sortie de stack, ainsi que la surpression à travers le compresseur d'air. Le système Bahia est moins évident à transporter que le

système Ballard, notamment à cause de sa taille et de sa masse. Cependant, son atout majeur pour cette étude (comparé au système Ballard) est de pouvoir fonctionner à différentes stœchiométries.

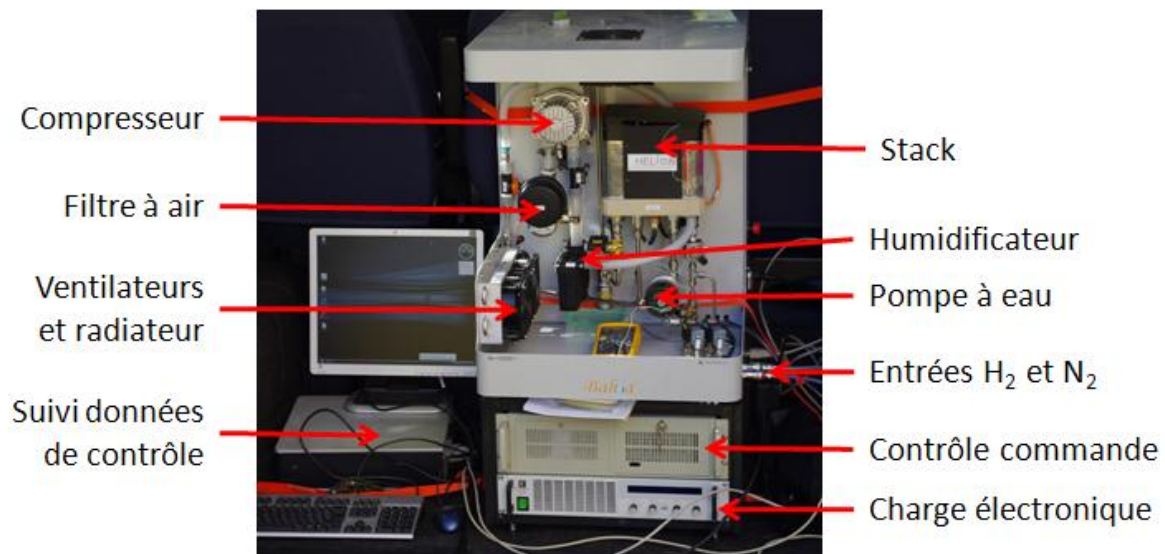


Figure 4 : Photographie du système Bahia Hélium 1 kW.

II.2.2. Mode opératoire

Le mode opératoire suivi pour les essais en altitude du système Bahia a connu quelques modifications comparé au mode opératoire suivi pour les essais du système Ballard. Plusieurs raisons ont conduit à modifier le mode opératoire. Tout d'abord, le fait de pouvoir faire varier la stœchiométrie suppose de faire un plus grand nombre de courbes de polarisation, or le temps sur place étant limité (notamment par l'emport d'une seule bouteille d'hydrogène B50), il a fallu diminuer le temps de chaque palier de courant (réduit à 60 secondes). Par ailleurs, pour limiter les effets liés à la température du stack, celui-ci est préalablement amené à la température de 70 °C avant que les mesures ne commencent. La régulation thermique du système Bahia est conçue pour maintenir la température de consigne. Cependant, la température du stack varie lors des essais, d'environ 10 °C, (entre 60 et 70 °C, selon le courant imposé au stack) comme présenté en Figure 5. Cette variation étant la même durant tous les essais réalisés, elle n'a pas d'impact important sur l'interprétation des mesures. Comme indiqué sur la Figure 5, les paliers de courant vont de 0 à 75 A par pas de 5 A maintenus pendant 60 secondes. La pression ambiante de l'air ainsi que la température sont mesurées grâce à une montre barométrique. Les essais en altitude ont été réalisés en Septembre 2011.

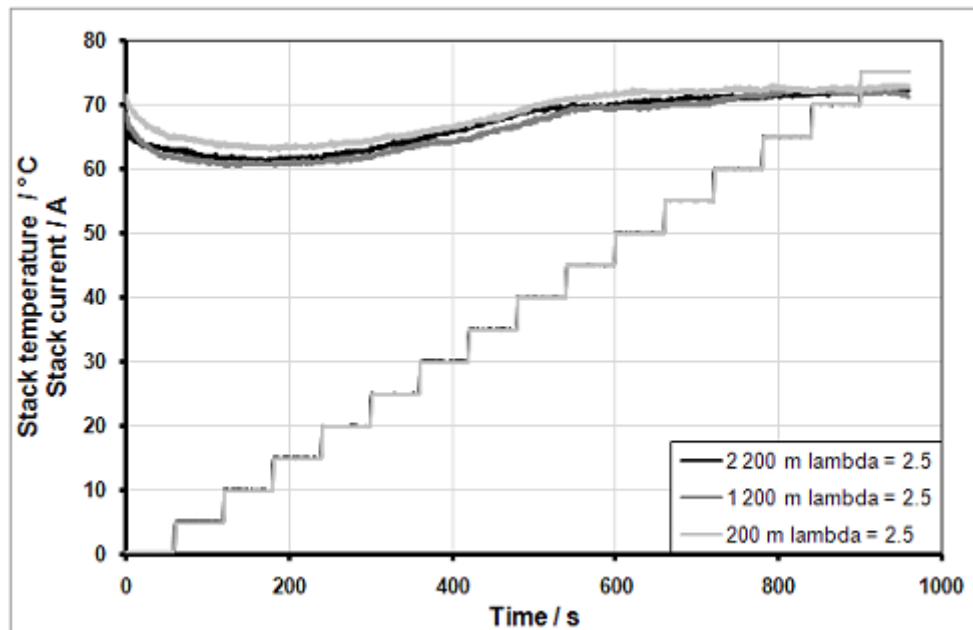


Figure 5 : Température du stack et courant imposés au stack durant les courbes de polarisation.

II.3. Résultats et discussions

La pression ambiante à 2 200 m est de l'ordre de 0.78 bar (Figure 6), et la composition de l'air étant la même qu'au niveau de la mer (que l'on approxime par un mélange composé de 21 % d'oxygène et de 79 % d'azote), la pression partielle d'oxygène est amoindrie de 23 %. Cette diminution de pression partielle est conséquente et on s'attend à ce qu'elle influence la réponse en tension d'une PEMFC [2,3].

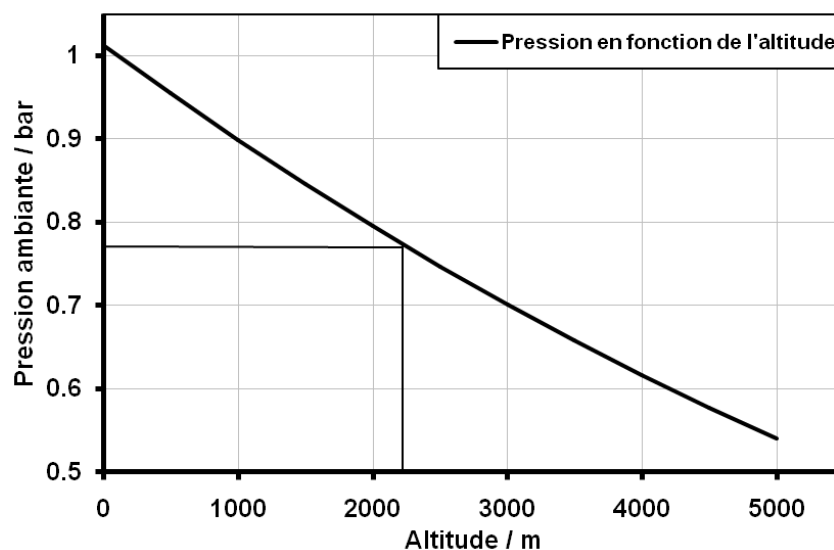


Figure 6 : Pression de l'air ambiant en fonction de l'altitude.

II.3.1. Système Ballard NEXA

Trois courbes de polarisation ont été tracées grâce aux mesures réalisées sur le système Ballard à 200 m, 1 200 m et 2 200 m (Figure 7). La Figure 7 montre clairement que la réponse en tension du stack n'a quasiment pas évolué avec l'altitude, et ce pour toutes les valeurs de courant explorées. Une différence de tension quasiment constante (de moins de 1 V) en fonction du courant apparaît tout de même entre les essais réalisés à 200 m et les deux essais réalisés à plus haute altitude. Cependant, les essais réalisés à 1 200 m et 2 200 m présentent des réponses en tension identiques, ce qui est inattendu. La réponse en tension mesurée lors de l'essai réalisé à 2 200 m était supposée être inférieure à celle de l'essai réalisé à 1 200 m. Une possible explication serait la différence de température du stack lors des trois essais. La Figure 8 présente les températures du stack et de l'air ambiant lors des trois essais. La température de l'air ambiant reste comprise entre 20 et 30 °C pour tous les essais. Cependant, la température ambiante lors des essais réalisés à 200 m est supérieure à celles des essais en altitude, qui sont elles assez proches. Pour ce qui est des températures de stack, elles sont identiques pour les essais réalisés à 200 m et à 1 200 m. En revanche, la température du stack lors de l'essai à 2 200 m est nettement supérieure. A faibles courants, cette différence de température est de l'ordre de 5 °C, alors qu'elle est de plus de 10 °C pour les courants élevés.

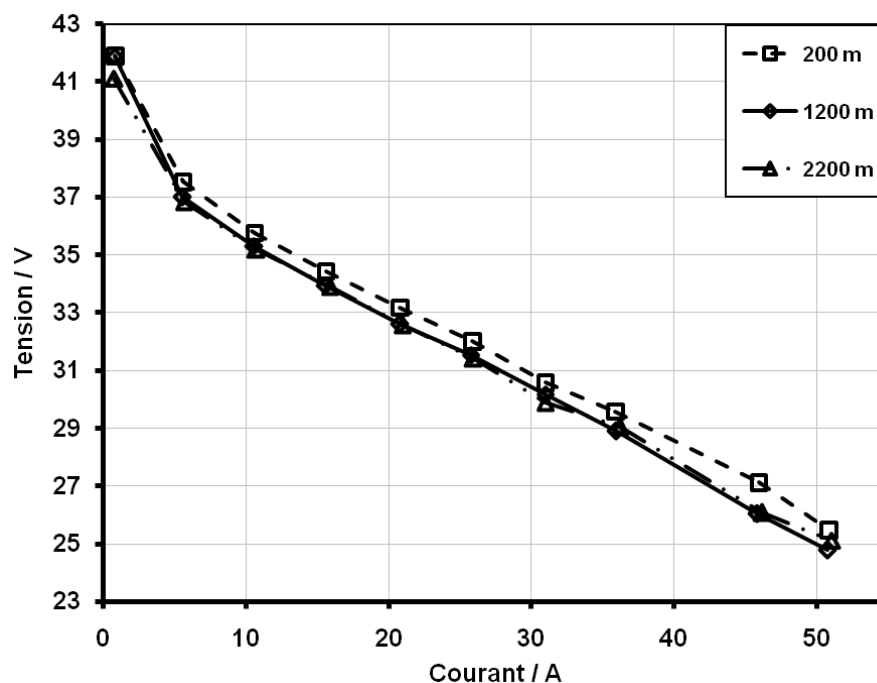


Figure 7 : Courbes de polarisation du système Ballard NEXA 1.2 kW ; carrés : 200 m ; losanges : 1 200 m ; triangles : 2 200 m.

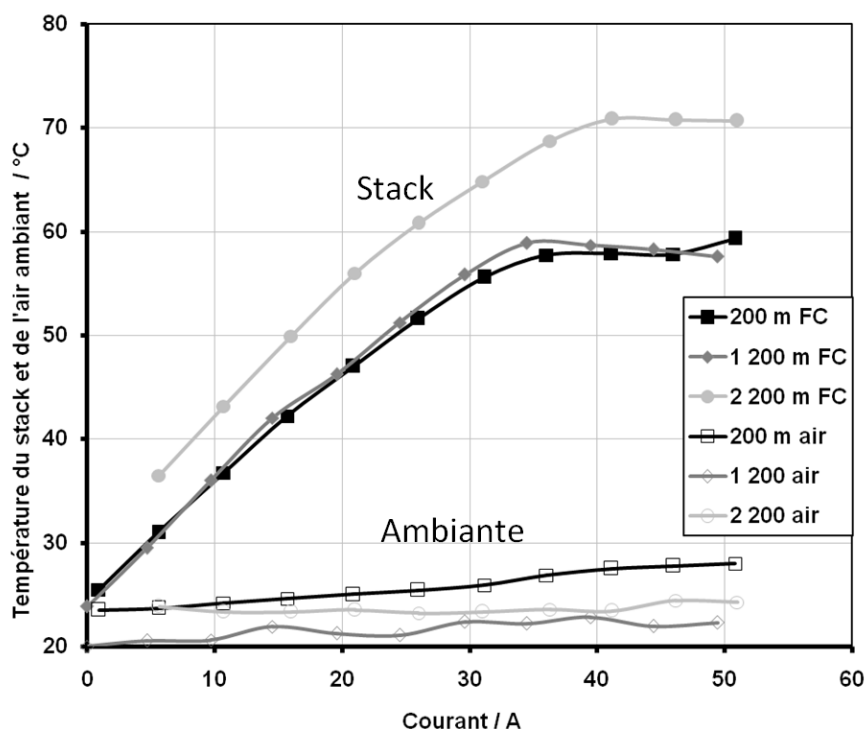


Figure 8 : Températures du stack et de l'air ambiant pendant les essais en altitude.

L'altération des échanges thermiques avec l'air ambiant, due à la diminution de pression de l'air ambiant, entraîne un sous-refroidissement de la PàC. Ceci peut expliquer la différence de température du stack lors des essais aux différentes altitudes. Ainsi, le stack ayant fonctionné à température plus élevée lors de l'essai à 2 200 m, il se peut que cela ait amélioré sa réponse en tension, compensant les effets de la pression. Cependant, la différence de température relevée lors des différents essais ne semble pas pouvoir être la seule explication au maintien des performances du stack. Comme mentionné dans la section II.1.1, le facteur stœchiométrique air du système Ballard est de 2.5 côté cathode, ce qui peut également participer au maintien des performances du stack lors de son utilisation à 2 200 m.

Chang et al. ont eux aussi réalisé des essais sur le système Ballard NEXA 1.2 kW à des pressions ambiantes inférieures à celle du niveau de la mer [4]. Pour ce faire, ils ont utilisé une chambre atmosphérique permettant de tester le système PEMFC sous différentes pressions ambiantes, jusqu'à 0.84 bar, soit l'équivalent de 1 524 m d'altitude. Les mesures de polarisation présentées ici sont en accord avec celles réalisées par Chang et al. La réponse en tension ne varie quasiment pas en fonction de l'altitude. Cependant, en terme de puissance maximale atteinte par le système, les mesures relevées diffèrent à la fois de celles réalisées par Chang et al. et des spécifications données par Ballard. En effet, Ballard annonce une diminution de la puissance

maximale du système de 15 W tous les 100 m au-dessus du niveau de la mer. Soit à une altitude de 2 200 m une diminution de 330 W de la puissance maximale. Chang et al. concluent également à une diminution de la puissance maximale, due à une diminution du courant maximal accepté par le système PEMFC : 45 A à 406 m, 39 A à 914 m et 35 A à 1 524 m. Lors des essais réalisés en altitude, un courant maximal de 50 A a pu être maintenu pendant 3 minutes à 1 200 m et à 2 200 m, permettant d'atteindre la puissance maximale du système. La différence entre les courants maximaux expérimentés explique la différence de puissance maximale observée. Cependant, il n'est pas clairement expliqué dans la publication de Chang et al. pourquoi des courants plus élevés n'ont pas été imposés au système.

Le facteur stœchiométrique air élevé (2.5) du système Ballard étant pressenti comme étant la cause du maintien de ses performances, il a été décidé de réaliser de nouveaux essais sur un autre système : le système Bahia, sur lequel le facteur stœchiométrique air peut être choisi par l'opérateur. Ainsi, l'hypothèse selon laquelle une stœchiométrie air élevée peut être responsable du maintien des performances peut être discutée.

II.3.2. Système Bahia

Comme expliqué précédemment, et comme pour le système Ballard NEXA, le système Bahia Hélium a été testé à trois altitudes différentes (200 m, 1 200 m et 2 200 m). Pour chaque altitude, plusieurs essais ont été réalisés à différentes stœchiométries d'air. Les conditions ambiantes de pression et de température lors des essais sont résumées dans le Tableau 1.

Altitude (m)	200	1 200	2 200
Pression ambiante (bar)	1.001	0.882	0.780
Température ambiante (°C)	21	22	14

Tableau 1 : Conditions ambiantes des essais du système Bahia Hélium.

II.3.2.1) Courant maximal

Le Tableau 2 résume les courants maximaux atteints par la PàC lors des différents essais. A 1 200 m et 2 200 m, le courant maximal de 75 A n'a pu être atteint pour toutes les valeurs de stœchiométrie. Ceci s'explique par des arrêts de sécurité du système intervenant en cas de tension de cellule trop faible (0.5 V). Les essais pour lesquels de tels arrêts de sécurité ont eu lieu ont été répétés afin de s'assurer de leur reproductibilité. Il est important de noter que seule une stœchiométrie de 2.5 permet d'atteindre le courant maximal de 75 A à toutes les altitudes.

Stœchiométrie air	1.5	1.75	2.0	2.25	2.5
Altitudes (m)	Courant maximal PàC (A)				
200	75	75	75	75	75
1 200	35	75	75	75	75
2 200	X	25	35	70	75

Tableau 2 : Courant maximal atteint par la PàC pour chaque altitude et stœchiométrie air.

A 1 200 m, seule la stœchiométrie de 1.5 n'a pas permis d'atteindre un courant de 75 A. Pour des raisons de temps, l'essai à 2 200 m à la stœchiométrie de 1.5 n'a pas été réalisé. On note tout de même l'importante diminution du courant maximal à mesure que la stœchiométrie est diminuée à cette altitude. Ces premières constatations tendent à confirmer les hypothèses formulées pour expliquer les résultats obtenus avec le système Ballard en section II.3.1. Des analyses approfondies sont toutefois nécessaires, notamment celles des pressions de la cathode.

II.3.2.2) Compresseur d'air et pression de la cathode

Comme expliqué précédemment, on s'intéresse ici aux effets de la pression sur les performances de la PàC. Ainsi, on cherche à évaluer la pression totale et la pression partielle d'oxygène dans la cathode. La pression totale est déterminée grâce à l'indicateur de surpression du compresseur et grâce à la mesure de pression ambiante :

$$P_c = P_{air} + \Delta P_{comp} \quad (1)$$

La surpression générée par le compresseur ΔP_{comp} est présentée sur la Figure 9. Cette surpression dépend du régime du compresseur, et donc du courant de la PàC et de la stœchiométrie à la cathode λ_c . La compression est d'autant plus élevée que le courant ou la stœchiométrie sont élevés. Lorsqu'on augmente le courant, la réaction électrochimique requiert un flux d'air accru, et en conséquence le compresseur génère plus de pression. Par ailleurs, lorsqu'on augmente la stœchiométrie, le flux d'air l'est également, et donc la surpression générée par le compresseur augmente elle aussi.

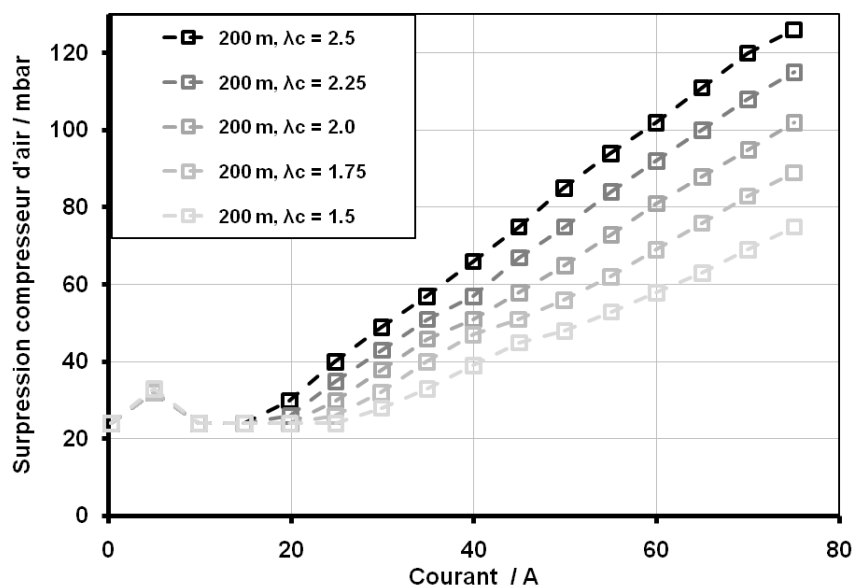


Figure 9 : Surpression générée par le compresseur en fonction du courant de la PàC à 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).

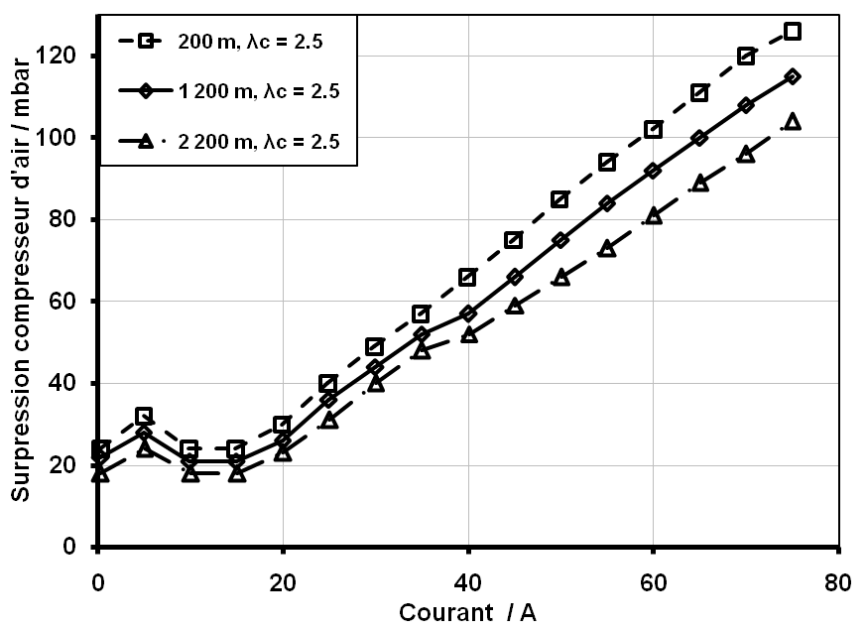


Figure 10 : Surpression générée par le compresseur en fonction du courant de la PàC à $\lambda_c = 2.5$ et à 200, 1 200 et 2 200 m.

La Figure 10 permet d'analyser l'évolution de la surpression générée par le compresseur avec l'altitude. Il apparaît clairement sur les Figure 9 et Figure 10 que la relation surpression / courant est linéaire dès 25 A, ce qui est normal. La Figure 10 elle, révèle que la surpression générée par le compresseur diminue à mesure que l'altitude augmente, pour une charge donnée. Ces observations permettent de conclure que la surpression, à un courant donné, dépend à la fois de la stœchiométrie et de l'altitude.

La pression absolue dans la cathode, donnée par l'équation (1), est présentée sur la Figure 11. A l'effet de diminution de la surpression générée, dû à l'altitude (mis en évidence par la Figure 10), vient s'ajouter la diminution de la pression ambiante. Il en résulte que la pression absolue régnant dans la cathode est fortement affectée par les conditions d'utilisation du stack.

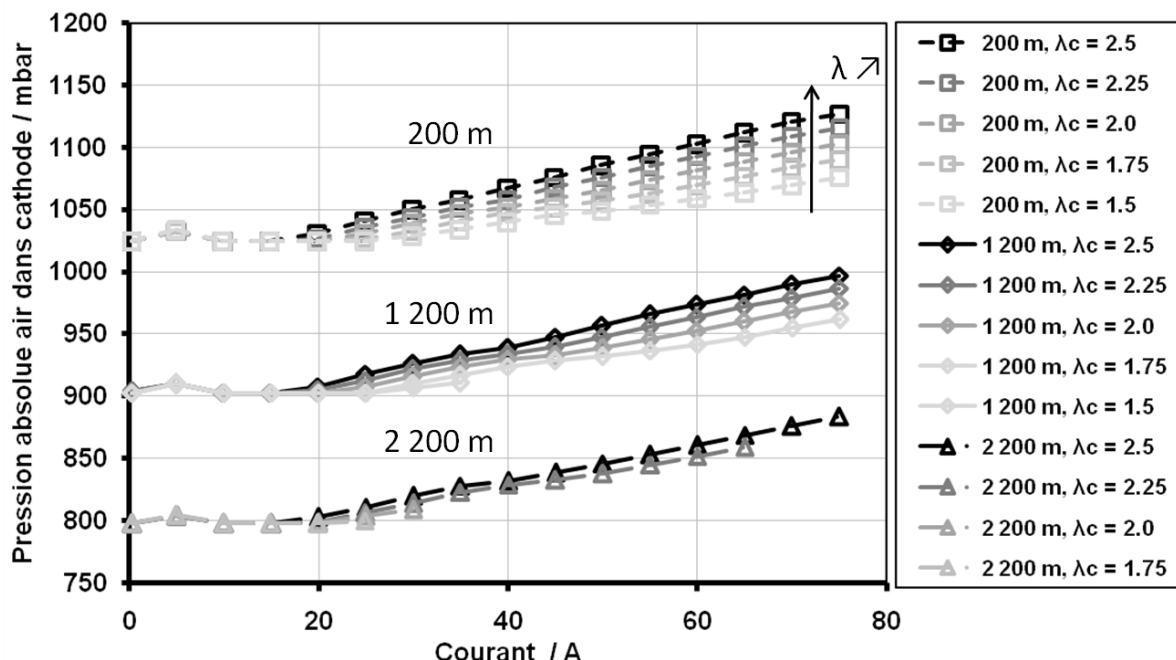


Figure 11 : Pression absolue de l'air à l'entrée de la cathode pour tous les essais.

Enfin, la Figure 12 présente la pression partielle moyenne d'oxygène dans la cathode pour les différentes expériences réalisées. La pression partielle moyenne d'oxygène P_{O_2} est obtenue grâce aux données de pression absolue à la cathode P_c , à la fraction molaire d'oxygène en entrée $X_{O_2,in}$ et grâce aux équations (2) et (3) présentées ci-dessous :

$$X_{O_2,in} = 21 \%$$

$$P_{O_2} = P_c \cdot \overline{X_{O_2}} \quad (2)$$

$$\overline{X_{O_2}} = \frac{1}{2} \left[X_{O_2,in} + \frac{\frac{\lambda_c - 1}{\lambda_c}}{X_{O_2,in} + \frac{\lambda_c - 1}{\lambda_c}} \right] \quad (3)$$

On considère ici les gaz comme étant secs et on ne prend pas en compte l'humidité relative ni la température des gaz dans le calcul de la fraction molaire moyenne d'oxygène. Comme la fraction molaire moyenne d'oxygène, $\overline{X_{O_2}}$, est constante pour une stœchiométrie donnée, les variations de la pression partielle d'oxygène en fonction du courant sont les mêmes que celles de la pression absolue dans la cathode. Notons que différentes altitudes et stœchiométries conduisent à des courbes de pression partielle d'oxygène quasiment identiques. Ceci est dû à la compensation de la diminution de

pression ambiante par l'augmentation du facteur stœchiométrique air. Ainsi, les cas 200 m $\lambda_c = 1.75$ et 1 200 m $\lambda_c = 2.5$ ont des pressions partielles très semblables, tout comme les cas 200 m $\lambda_c = 1.5$ et 1 200 m $\lambda_c = 2.0$. Comme cela a été expliqué dans le Chapitre 1, la pression partielle d'oxygène joue un rôle important dans la réponse en tension d'une PàC. Les équations qui relient tension de cellule et pression partielle d'oxygène sont présentées plus loin dans ce chapitre (III.2). Ainsi, il est fort probable que les cas présentant des pressions partielles semblables présentent également des réponses en tension semblables.

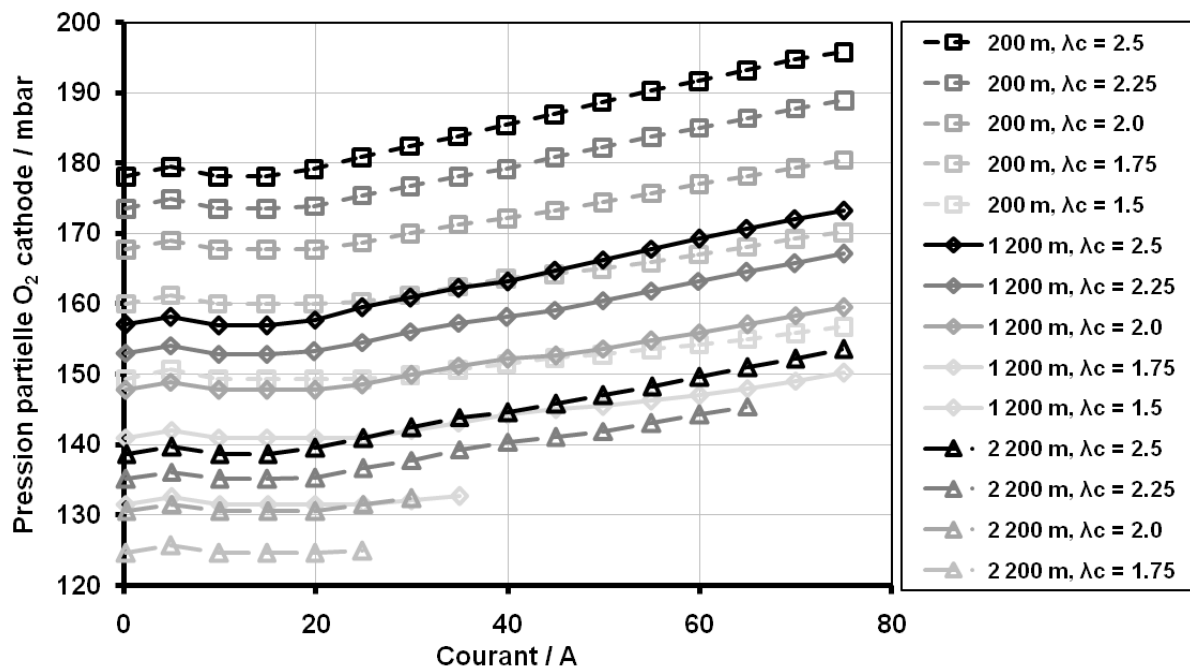


Figure 12 : Pression partielle moyenne d'oxygène dans la cathode pour tous les essais.

II.3.2.3) Courbes de polarisation

Les courbes de polarisations ont été réalisées pour chaque altitude et chaque stœchiométrie, à l'exception du cas 2 200 m $\lambda_c = 1.5$. Elles sont données en Figure 13. L'effet de la stœchiométrie air sur la réponse en tension du stack apparaît clairement sur celle-ci. Plus la stœchiométrie est faible, plus la pente de la partie linéaire de la courbe de polarisation est négative. Pour un courant de 75 A, on note une différence relative de tension entre les deux cas extrêmes ($\lambda_c = 1.5$ et $\lambda_c = 2.5$) de 7.4 %. Il est important de rappeler que cette observation s'applique au stack, et non au système dans son ensemble, les auxiliaires étant alimentés par le réseau électrique. L'analyse des rendements permet d'analyser plus en détails les effets sur le système, ce qui est abordé par la suite. Les effets de l'altitude sur la réponse en tension pour $\lambda_c = 2.5$ sont illustrés sur la Figure 14 à travers les courbes de polarisation. Les effets de l'altitude et de la diminution de pression ambiante sont comparables à

ceux de la stœchiométrie air. En effet, la pente de la partie linéaire des courbes de polarisation est d'autant plus négative que la pression est faible (et donc que l'altitude augmente).

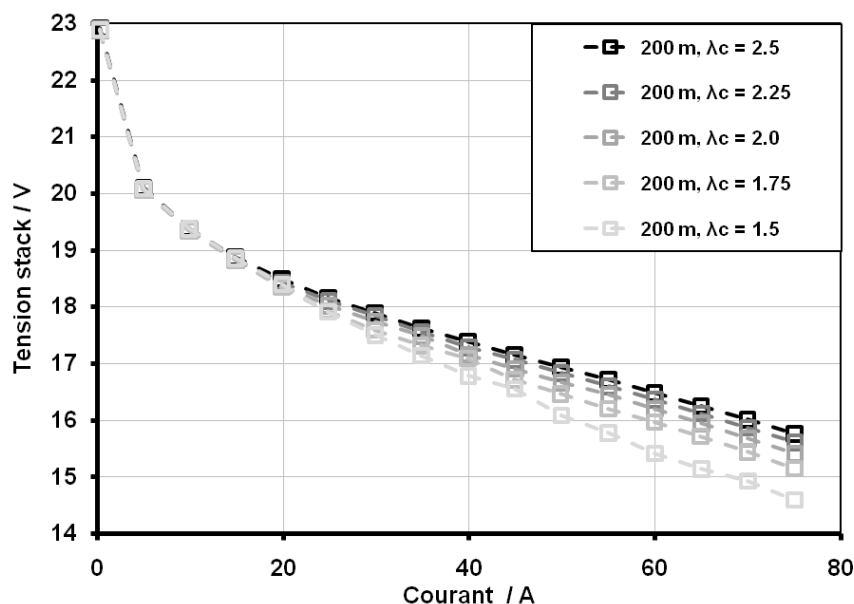


Figure 13 : Courbes de polarisations à 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).

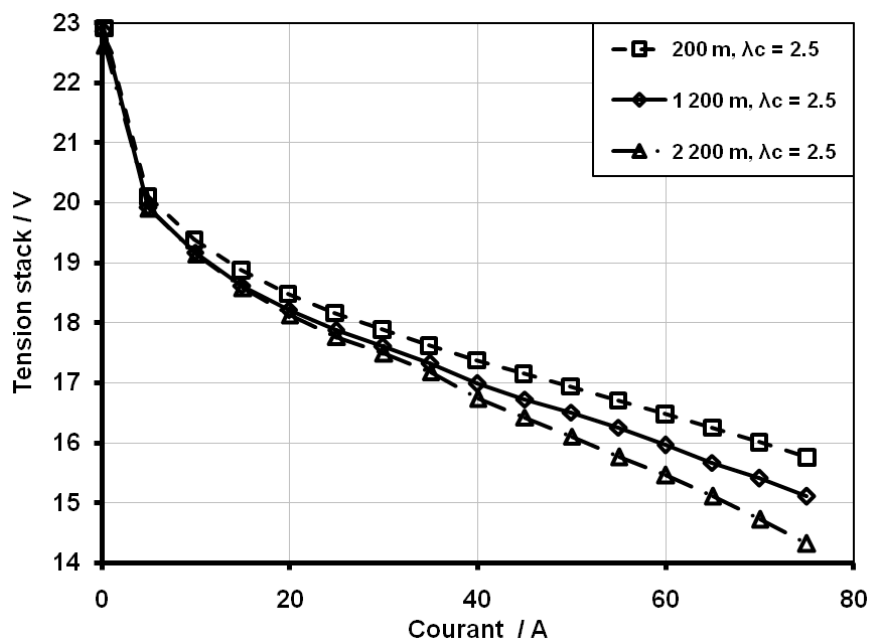


Figure 14 : Courbes de polarisation à 200 m (carrés), 1 200 m (losanges) et 2 200 m (triangles) à $\lambda_c = 2.5$.

Cependant, on note une légère différence quant aux pertes d'activations. L'augmentation de l'altitude entraîne une diminution de la réponse en tension dès 10 A. Alors que la diminution de la stœchiométrie n'affecte la réponse en tension qu'à partir de 20 A. Lors de l'utilisation du système PEMFC en altitude et à facteur stœchiométrique air inférieur à 2.5, les effets de la diminution de

pression ambiante et de la diminution de stœchiométrie s'additionnent, ayant pour conséquence une forte chute de la réponse en tension (voir Figure 15 et Figure 16).

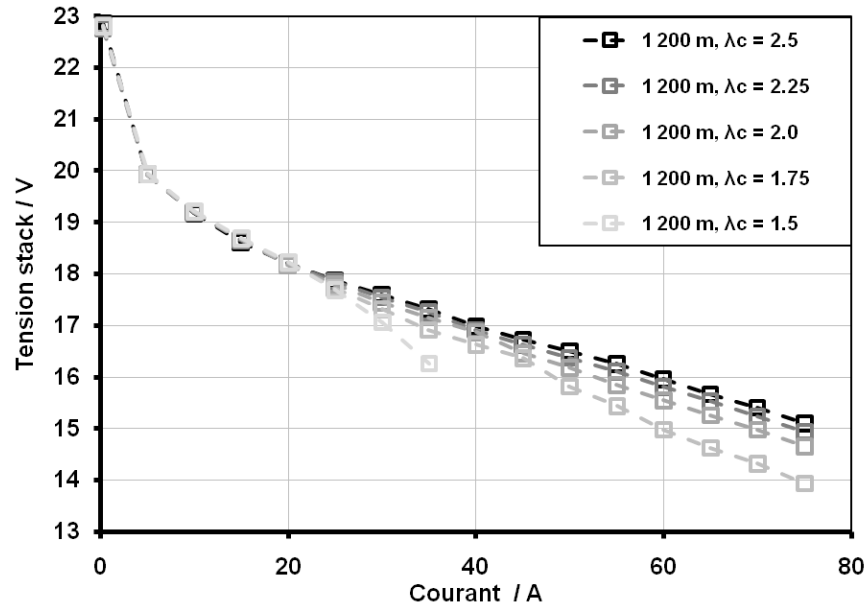


Figure 15 : Courbes de polarisations à 1 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).

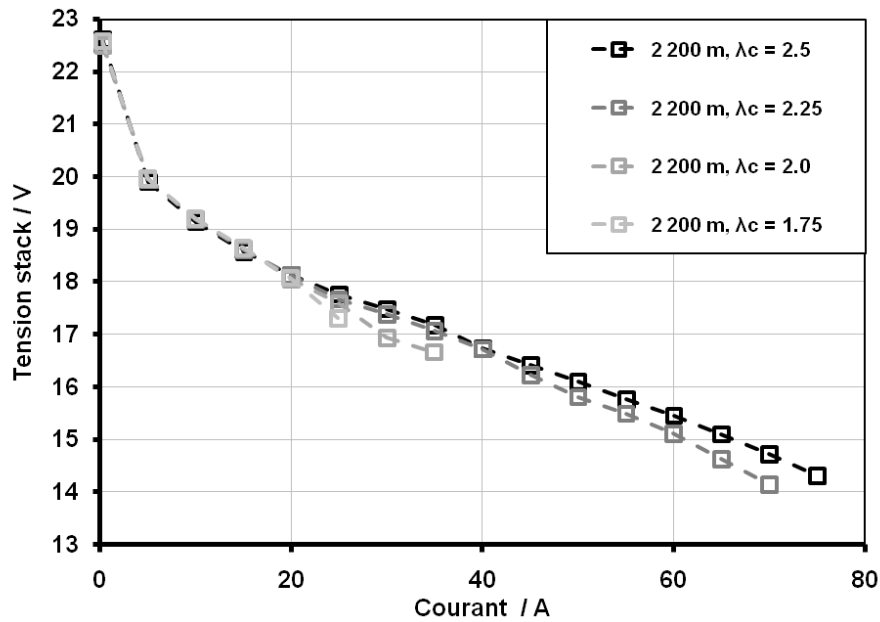


Figure 16 : Courbes de polarisations à 2 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).

En plus de la diminution de tension pour une charge donnée, on note que le courant maximal admis par le stack diminue nettement en altitude et à faible stœchiométrie (tel que pour les cas 1 200 m $\lambda_c = 1.5$, 2 200 m $\lambda_c = 1.75$ et 2 200 m $\lambda_c = 2.0$). Cette importante diminution du courant maximal admis par le stack entraîne une diminution conséquente de la puissance maximale.

La Figure 17 résume les essais réalisés en présentant les puissances maximales adimensionnées fournies par le stack en fonction de l'altitude pour tous les facteurs stœchiométriques air testés (puissance adimensionnée : puissance maximale fournie lors de l'essai divisée par la puissance maximale fournie lors de l'essai à 200 m et à $\lambda_c = 2.5$). A $\lambda_c = 1.5$, la perte de puissance est de plus de 50 % dès 1 200 m d'altitude, ce qui est rédhibitoire pour une application aéronautique. De plus, le système n'a pas pu fonctionner à 2 200 m à $\lambda_c = 1.5$. A $\lambda_c = 1.75$ et $\lambda_c = 2.0$, on note une diminution de puissance de 10 % ou moins à 1 200 m, ce qui est raisonnable. La situation se dégrade à 2 200 m où la diminution de puissance est de 50 % pour $\lambda_c = 2.0$ et de plus de 60 % pour $\lambda_c = 1.75$, ce qui là encore, est rédhibitoire pour une application aéronautique. Ces importantes diminutions de puissance maximale sont dues à des diminutions du courant maximal admis par la PàC. Le courant maximal admis est atteint lorsque la tension d'une cellule devient inférieure à 0.5 V. Lors des essais à 2 200 m, une même cellule a vu sa tension chuter en-dessous de 0.5 V à plusieurs reprises. L'hypothèse formulée pour expliquer ce phénomène est un engorgement de la cellule dû à une difficulté d'évacuer l'eau produite.

Enfin, pour des facteurs stœchiométriques air élevés, c'est-à-dire $\lambda_c = 2.25$ et $\lambda_c = 2.5$, la diminution de puissance est maîtrisée jusqu'à 2 200 m : 15 % de perte pour $\lambda_c = 2.25$ et moins de 10 % pour $\lambda_c = 2.5$. Ces deux derniers résultats sont encourageants et montrent qu'une stœchiométrie élevée permet de limiter les effets de la diminution de pression ambiante sur la réponse en tension.

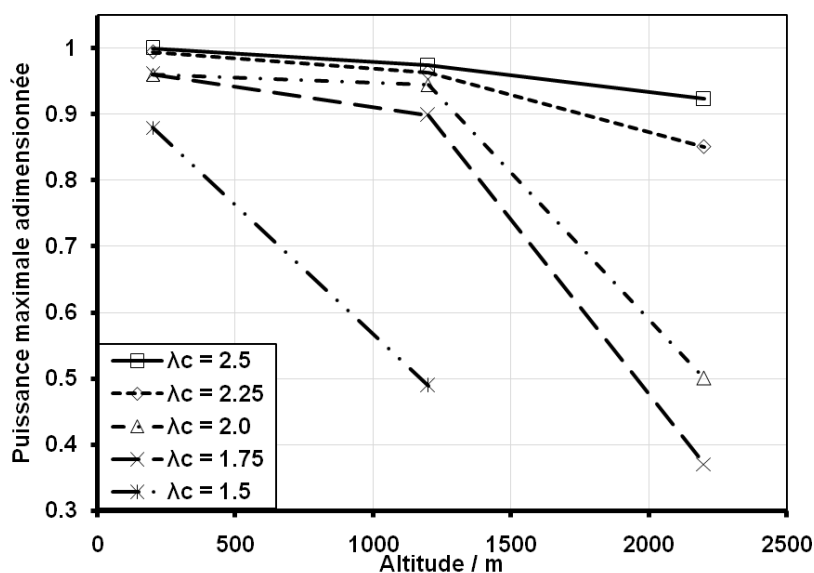


Figure 17 : Puissance maximale de la PàC en fonction de l'altitude pour différentes stœchiométries.

Comme expliqué précédemment, certains essais (les cas 200 m $\lambda_c = 1.75$ et 1 200 m $\lambda_c = 2.5$ et les cas 200 m $\lambda_c = 1.5$ et 1 200 m $\lambda_c = 2.0$) présentent des valeurs de pression partielle d'oxygène identiques. La possibilité que leurs réponses en tension soient en conséquence identiques a été

évoquée. La Figure 18 présente les courbes de polarisation des cas énumérés ci-dessus, et il apparaît que l'hypothèse qui avait été avancée est vérifiée. Lorsque les pressions partielles d'oxygène sont les mêmes (*ceteris paribus*), les courbes de polarisation sont identiques.

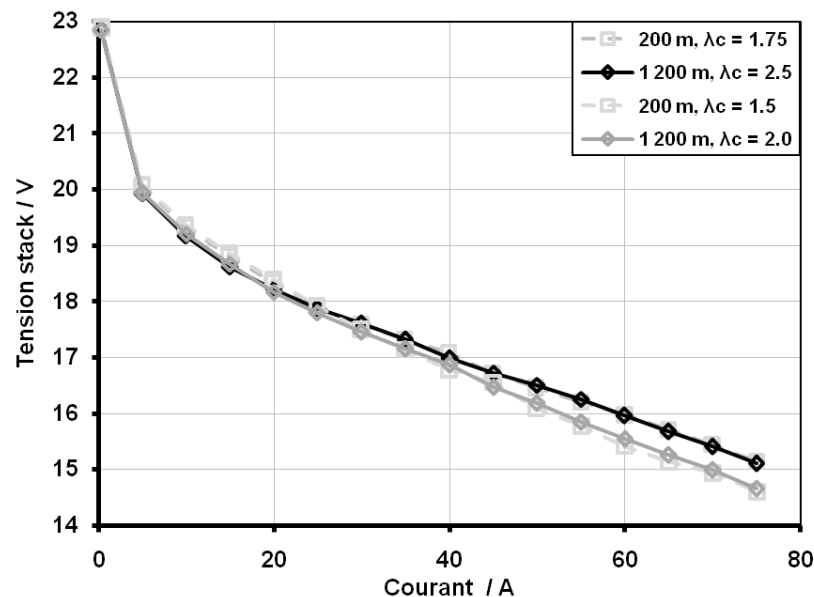


Figure 18 : Comparaison des courbes de polarisation des cas 200 m $\lambda_c = 1.75$ et 1 200 m $\lambda_c = 2.5$ et des cas 200 m $\lambda_c = 1.5$ et 1 200 m $\lambda_c = 2.0$.

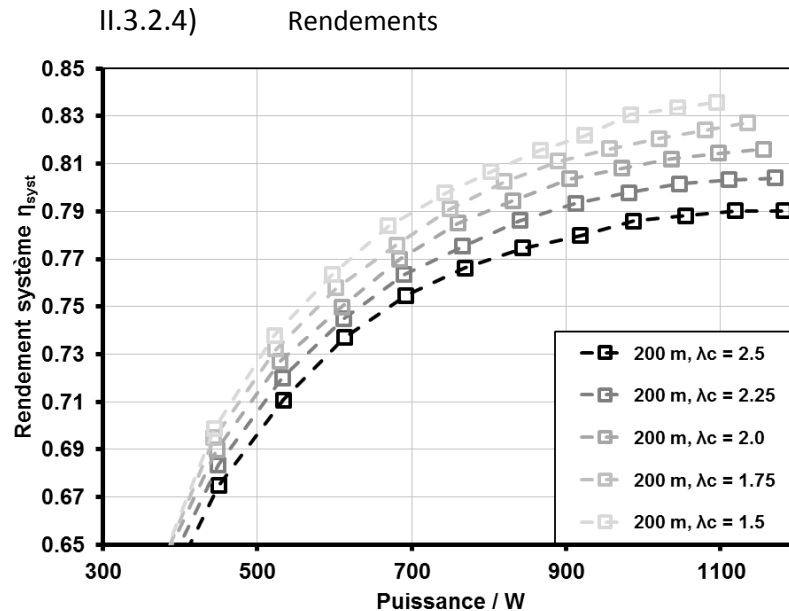


Figure 19 : Rendements système à 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).

L'analyse des rendements d'un système PàC est forte d'enseignement lorsque l'on s'intéresse à ses performances et à leur maintien dans des conditions spéciales. Notamment dans le cas présent, où le fonctionnement d'un système PEMFC à différentes stœchiométries est expérimenté. Les expérimentations réalisées ont permis de montrer que la diminution de puissance produite par le

stack due à l'altitude peut être atténuée en appliquant une forte stœchiométrie à la cathode. Cependant, il faut s'assurer que cela ne conduise pas à une surconsommation excessive des auxiliaires, et plus particulièrement du compresseur d'air. La Figure 19 présente l'évolution du rendement système en fonction de la puissance stack pour les cinq stœchiométries à 200 m d'altitude. Plus la stœchiométrie est élevée, plus le régime du compresseur est également élevé, ainsi que sa consommation. Il en résulte que le rendement système diminue à mesure que la stœchiométrie augmente, pour une puissance stack donnée. Le rendement système compare la puissance disponible pour l'utilisateur à la puissance réellement produite par le stack. Dans le cas d'un système autonome, la puissance utile est la différence entre la puissance produite par le stack et la puissance consommée par les auxiliaires ($P_{utile} = P_{stack} - P_{aux}$). On écrit généralement le rendement système comme :

$$\eta_{syst} = \frac{P_{utile}}{P_{stack}} = \frac{P_{stack} - P_{aux}}{P_{stack}}$$

Dans le cas du système Bahia (système non autonome), les auxiliaires étant alimentés par le secteur électrique, le rendement système correspond au rapport entre la puissance produite par le stack (entièrement disponible pour l'utilisateur) et la somme de la puissance produite par le stack et de celle consommée par les auxiliaires :

$$\eta_{syst} = \frac{P_{stack}}{P_{stack} + P_{aux}}$$

En effet, dans le cas du système Bahia, toute la puissance produite par le stack est disponible pour l'utilisateur, mais il est nécessaire pour cela d'injecter la puissance des auxiliaires (via le réseau électrique) pour pouvoir produire la puissance du stack. Mais cette expression ne tient pas compte du fait que si la puissance auxiliaire était produite par le stack, elle le serait avec un rendement η_{syst} . En conséquence, pour prendre en compte ce rendement dans la puissance auxiliaire, l'expression du rendement devient :

$$\eta_{syst} = \frac{P_{stack}}{P_{stack} + \frac{P_{aux}}{\eta_{syst}}}$$

Cette expression se réduit et on obtient au final l'expression suivante qui est retenue pour le rendement système de la PàC Bahia :

$$\eta_{syst} = \frac{P_{stack} - P_{aux}}{P_{stack}}$$

La Figure 20 présente le rendement système en fonction de la puissance stack, pour $\lambda_c = 2.5$ et pour les trois altitudes. Les courbes de rendements sont identiques, ce qui indique que quelle que soit l'altitude, à facteur stœchiométrique air constant, les auxiliaires consomment autant de puissance.

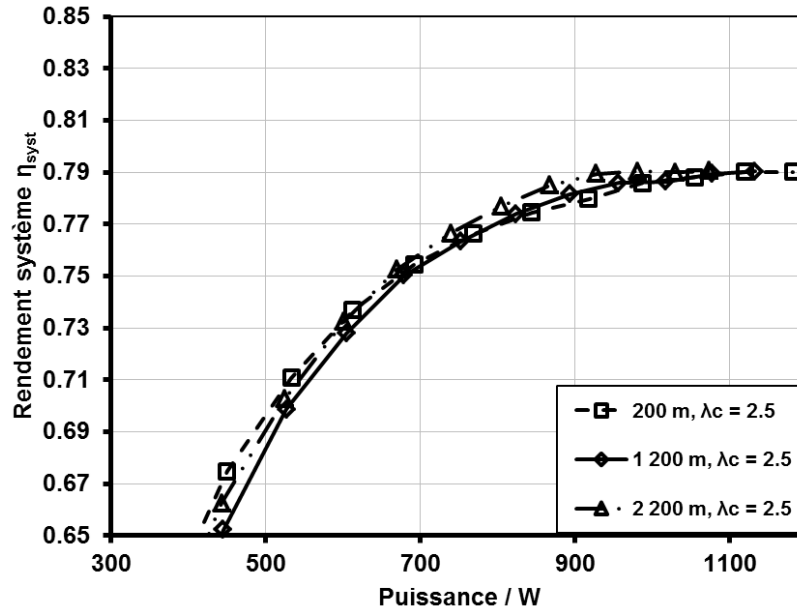


Figure 20 : Rendements système à 200 m (carrés), 1 200 m (losanges) et 2 200 m (triangles) à $\lambda_c = 2.5$.

Le rendement global du système compare la puissance récupérée par l'utilisateur à la puissance calorifique correspondant à la consommation de combustible par le système. Le système PEMFC Bahia ayant des auxiliaires alimentés par le secteur électrique, il faut tenir compte de cette puissance dans le rendement global. Par ailleurs, pour obtenir un rendement équivalent à celui d'un système autonome (dont les auxiliaires seraient alimentés par la réaction électrochimique), la puissance des auxiliaires est divisée par le rendement global, comme suit :

$$\eta_{global} = \frac{P_{P\grave{a}C}}{\frac{P_{aux}}{\eta_{global}} + \dot{m}_{H_2} \cdot PCS}$$

ce qui donne en simplifiant :

$$\eta_{global} = \frac{P_{P\grave{a}C} - P_{aux}}{\dot{m}_{H_2} \cdot PCS} \quad (4)$$

où \dot{m}_{H_2} est le débit d'hydrogène, PCS le Pouvoir Calorifique Supérieur, $P_{P\grave{a}C}$ la puissance stack et P_{aux} la puissance des auxiliaires. Les rendements globaux sont présentés sur la Figure 21 (pour différentes stœchiométries et à 200 m) et sur la Figure 22 (pour les trois altitudes et à $\lambda_c = 2.5$).

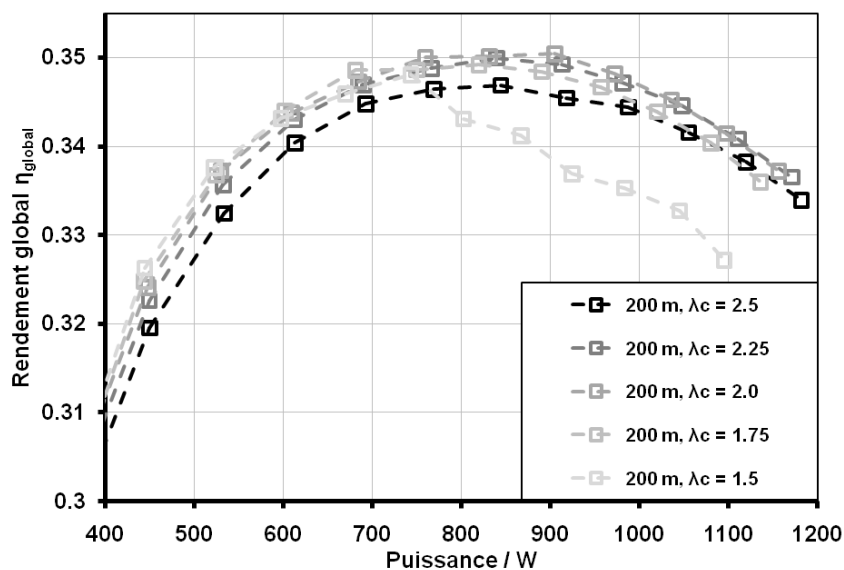


Figure 21 : Rendements globaux à 200 m et pour $\lambda_c = 1.5$ (gris clair) à $\lambda_c = 2.5$ (noir).

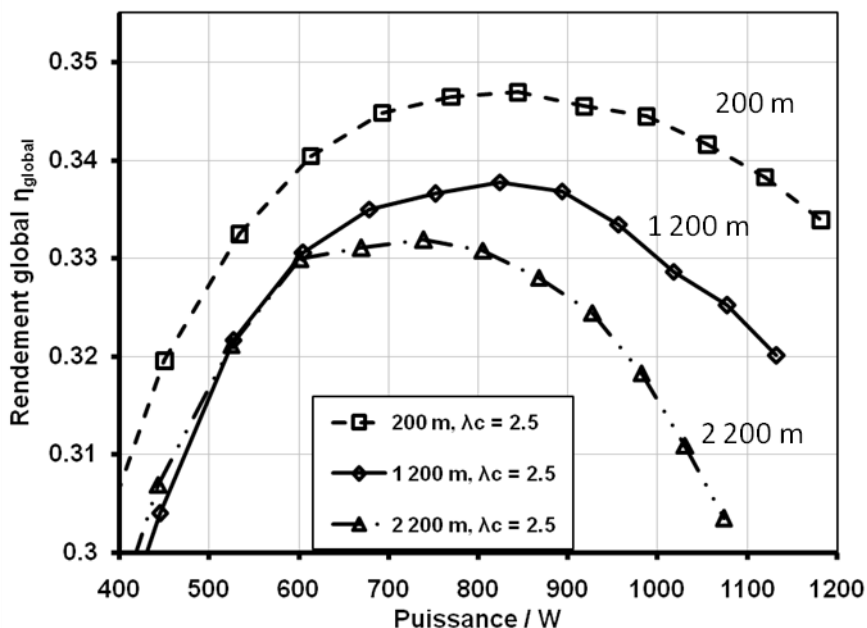


Figure 22 : Rendements globaux à 200 m (carrés), 1 200 m (losanges) et 2 200 m (triangles) à $\lambda_c = 2.5$.

Le rendement global varie entre 30 et 35 % (à partir de 400 W). On retrouve bien la forme en cloche caractéristique des rendements de systèmes PEMFC. La variation des rendements globaux est semblable pour toutes les valeurs de stœchiométrie (à altitude constante, cf. Figure 21), excepté pour $\lambda_c = 1.5$ où l'on observe une chute importante à partir de 750 W (soit à partir de 45 A). D'après la Figure 21, à 200 m, le meilleur rendement est obtenu avec une stœchiométrie $\lambda_c = 2.0$. Pour les autres valeurs de stœchiométries, le rendement est légèrement inférieur. À part pour le cas $\lambda_c = 1.5$, la différence entre les rendements n'excède pas 1 %. Comme mis en évidence sur la Figure 22, le rendement global du système diminue nettement avec l'altitude (environ 3.5 % à 1050 W). Le

rendement système étant constant pour les différentes altitudes (cf. Figure 20), et l'évolution du débit d'hydrogène en fonction du courant étant identique, la diminution du rendement global est due à la chute de la réponse en tension. Ainsi, pour obtenir une même puissance stack, il faut augmenter le courant lorsque l'altitude est plus importante, ce qui accroît le débit d'hydrogène pour une même puissance stack. En conséquence, la consommation d'hydrogène est accrue en altitude pour maintenir une puissance constante.

Les essais expérimentaux menés sur le système Bahia présentés dans cette section ont fait l'objet d'une publication dans *International Journal of Hydrogen Energy* [5].

II.4. Conclusion

Deux systèmes PEMFC aérobies ont été testés en altitude et dans des conditions quasiment identiques. Ces conditions d'essais, en extérieur et jusqu'à 2 200 m d'altitude, sont très proches des conditions auxquelles serait exposée une PàC embarquée dans un aéronef léger pour sa propulsion. La seule différence étant l'aspect statique des essais présentés ici. Les conditions de ces essais en altitude sont également assez proches de celles rencontrées dans un avion de ligne, où toutefois, la température ambiante serait constante et proche de 20 °C. Ces deux campagnes d'essais ont permis de quantifier la diminution des performances de systèmes PEMFC en altitude et de comprendre les phénomènes physiques impliqués. Ainsi, il a été mis en évidence que l'altitude intervient à travers plusieurs effets sur la réponse en tension. En effet, la diminution de pression ambiante affecte directement la pression dans la cathode, mais elle affecte également la surpression générée par le compresseur d'air. Un effet de limitation du courant maximal admis par la PàC a également été mis en évidence, et attribué à une possible difficulté de gestion de l'eau produite. L'augmentation du facteur stœchiométrique air permet de compenser (totalement ou partiellement) la diminution de pression ambiante et de limiter la diminution de pression partielle d'oxygène à la cathode. Or, le fonctionnement de la PàC dépend de deux facteurs importants : la pression partielle d'oxygène, qui influence directement la réponse en tension et la pression absolue dans les canaux qui peut influencer la gestion de l'eau produite. Par ailleurs, ces mesures ont servi de base de données pour la validation d'un modèle numérique, objet du Chapitre 4.

La diminution des performances d'un système PEMFC en altitude dépend du facteur stœchiométrique air. Plus la stœchiométrie à la cathode est élevée, plus la pression partielle d'oxygène est également élevée (à pression ambiante constante), et moins importante sera la diminution des performances. De plus, à faible facteur stœchiométrique air et en altitude, le courant maximal admis par la PàC diminue fortement, ce qui entraîne une dégradation d'autant plus importante des performances. Il semble que cet effet soit dû à des difficultés de gestion de l'eau

produite dans la PàC. La pression de l'air entrant dans la cathode étant plus faible, il se peut que l'eau ne soit plus correctement évacuée et que des bouchons liquides se forment. De plus, la pression côté anode (pression hydrogène) étant quant à elle constante, le gradient de pression à travers la membrane augmente à mesure que la pression côté cathode diminue. Il se peut que ce gradient de pression pousse l'eau contenue dans la membrane vers les canaux cathodiques entraînant ainsi un assèchement de la membrane. En raison de la difficulté d'accès visuel à l'intérieur des cellules lors du fonctionnement, ces hypothèses sont particulièrement difficiles à vérifier.

Si les deux systèmes PàC expérimentés ici ont révélé de bonnes performances à stœchiométrie élevée malgré une altitude de 2 200 m, il faut s'attendre à ce que les performances se dégradent d'avantage à une altitude plus élevée. Par ailleurs, accroître d'avantage la stœchiométrie pourrait avoir des effets néfastes sur la membrane, notamment en entraînant son assèchement.

III. Étude analytique et numérique : Influence de l'altitude sur le choix de l'oxydant

III.1. Introduction

La seconde section de ce chapitre concernant les essais réalisés en altitude a permis de mettre en évidence la diminution des performances d'une PàC aérobie avec l'altitude. Les essais présentés ont révélé qu'en maintenant une stœchiométrie élevée, il est possible de limiter cette diminution des performances de la PàC. Ainsi, il semble possible d'utiliser une PàC aérobie, au moins jusqu'à 2 200 m d'altitude. Mais qu'en est-il des altitudes plus importantes ? Quelle serait l'évolution du rendement système si l'on remplaçait le compresseur pour maintenir une pression constante dans la PàC ? Dès lors qu'on soulève ces questions, une autre devient légitime : quel oxydant vaut-il mieux choisir, air ambiant ou oxygène pur embarqué ? Afin d'apporter des éléments de réponse, une comparaison d'un système aérobie et d'un système anaérobie a été réalisée. Cette comparaison s'appuie sur des modèles simples de PàC et sur un profil de vol type. Les systèmes sont tout d'abord dimensionnés pour répondre aux exigences du profil de vol. Les masses et volumes de chaque système sont comparées (PEMFC + stockage gaz + compresseur) et servent de critères de choix. Enfin, les avantages et inconvénients des deux technologies sont présentés sous des aspects qualitatifs tels que la durée de vie ou la complexité des systèmes. L'impact de ces avantages et inconvénients sur le choix du type de système est discuté.

III.2. Modélisation des systèmes PàC

Les systèmes PàC sont modélisés ici le plus simplement possible, l'objectif étant uniquement de calculer la masse de gaz consommée par les deux types de système pour un même profil de vol.

Le système anaérobie est modélisé uniquement par sa réponse en tension, à température constante (70 °C). Pour le système aérobie, on modélise sa réponse en tension (à 70 °C) et son compresseur d'air (consommation de puissance et surpression).

III.2.1. Réponse en tension

La réponse en tension des deux systèmes est calculée par :

$$U_{PàC} = E_{rev} - U_{act} - U_{diff} - R_{ohm}I_{PàC} [V] \quad (5)$$

$$U_{stack} = n_{cell}U_{PàC} \quad (6)$$

où $U_{PàC}$ est la tension d'une cellule, U_{stack} celle du stack et n_{cell} est le nombre de cellules du stack. La tension thermodynamique réversible est donnée par l'équation suivante issue des travaux d'Amphlett et al. [6] :

$$E_{rev} = \frac{-\Delta G^0}{2\mathfrak{F}} + \frac{\Delta S}{2\mathfrak{F}}(T_{PàC} - T_{ref}) + \frac{RT_{PàC}}{2\mathfrak{F}} \left[\ln(P_{H_2}) + \frac{1}{2} \ln(P_{O_2}) \right] [V] \quad (7)$$

Le potentiel d'activation décrivant les pertes aux faibles densités de courant est donné par :

$$U_{act} = -[\zeta_1 + \zeta_2 T_{PàC} + \zeta_3 T_{PàC} \ln(I_{PàC}) + \zeta_4 T_{PàC} \ln(C_{O_2})] [V] \quad (8)$$

Les pertes de diffusion intervenant aux fortes densités de courant sont exprimées par :

$$U_{diff} = -B(P_{O_2})^3 \ln\left(1 - \frac{J}{J_{max}}\right) [V] \quad (9)$$

Dans l'expression de U_{diff} , la densité de courant maximale notée J_{max} est prise comme étant la densité de courant telle que $U_{PàC} = 0.54 V$.

Et enfin, les pertes ohmiques sont calculées grâce à :

$$R_{ohm} = R_{cont} + R_{mem} \quad (10)$$

où R_{cont} est une constante représentant les résistances de contact et R_{mem} représente la résistance de la membrane. Les paramètres du modèle (ζ_i , B et R_{mem}) sont obtenus par identification avec des mesures grâce à une méthode de moindres carrés qui sera présentée au chapitre 4 ainsi que d'avantage de détails sur ce modèle. Le système aérobie est modélisé grâce aux mesures réalisées sur le système Bahia, et le système anaérobie, lui, est modélisé grâce aux mesures réalisées sur le système IMHOTEP, tous deux réalisés par la société Héliion, partenaire du projet APACHE.

III.2.2. Extrapolation des mesures obtenues avec le système Bahia

Dans un premier temps, le compresseur d'air du système Bahia est modélisé par la surpression qu'il génère, grâce aux mesures réalisées. La surpression du compresseur dépend, comme vu dans la section II.3.2 de ce chapitre, du courant, de la stœchiométrie et de l'altitude. Bien

que la dépendance en altitude de la surpression ne soit connue que de 200 m à 2 200 m, on l'extrapole afin de se donner une idée de sa valeur à 5 000 m. Ainsi, à 75 A et pour $\lambda_c = 2.5$, on trouve que la surpression à 5 000 m est de 75 mbar, contre 126 mbar à 200 m. La conséquence de cette diminution de pression ambiante et de surpression du compresseur se manifeste clairement sur la réponse en tension, comme le montre la Figure 23 sur laquelle est également représentée la tension adimensionnée (tension à 5 000 m divisée par la tension à 200 m). A 75 A, la perte de tension, et donc de puissance du stack, est de 19 %, ce qui est conséquent.

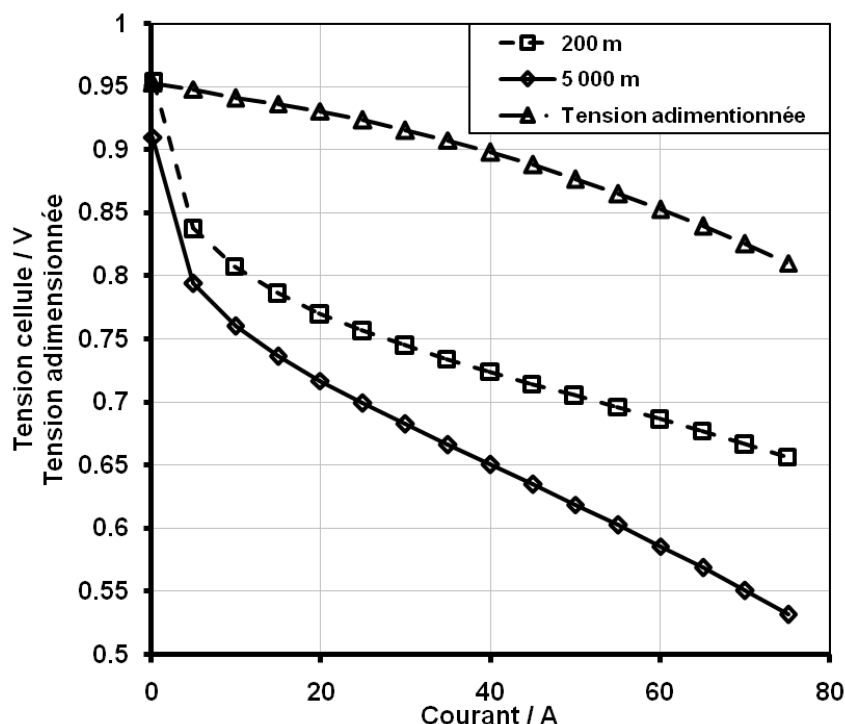


Figure 23 : Tension de cellule à 200 m et à 5 000 m et tension adimensionnée.

Par ailleurs, rien ne garantit que le système fonctionne correctement lorsque la pression à la cathode est si faible. Il se pourrait en effet que le courant maximal de fonctionnement de la pile soit diminué, comme cela a été le cas lors des essais présentés en II.2. En conséquence, pour qu'un système PEMFC puisse être utilisé à une telle altitude, il est nécessaire de l'équiper d'un compresseur d'air qui permette de maintenir la pression de la cathode constante quelle que soit l'altitude. Mais alors se posent plusieurs questions : celle de la consommation énergétique d'un tel compresseur, celle de sa masse et de son encombrement et enfin, celle du choix de l'oxydant, air ou oxygène pur.

III.2.3. Modèle du système aérobie avec compresseur modifié

L'objectif de cette section est d'évaluer les caractéristiques du compresseur et du stack PEMFC aérobie (surface et nombre de cellules) nécessaires afin de maintenir une pression constante dans la cathode et d'obtenir la puissance utile requise à 5 000 m, soit 20 kW dans le cadre de notre

application. Une fois le compresseur et le stack dimensionnés, il sera possible de comparer les besoins énergétiques d'un système aérobie et d'un système anaérobie pour un profil de vol donné.

III.2.3.1) Dimensionnement du compresseur

III.2.3.1).a. Puissance

Le dimensionnement du compresseur dépend du flux d'air à générer, du taux de compression à assurer et de la température de l'air. Le taux de compression désiré correspond au rapport entre la pression maximale de cathode à assurer (1.13 bar à 75 A et $\lambda_c = 2.5$) et la pression ambiante minimale (0.54 bar à 5 000 m). On obtient donc comme taux de compression maximal à assurer $\tau = 1.13/0.54 = 2.09$. Le débit d'air à assurer par le compresseur est inconnu a priori, puisqu'il dépend de la puissance que le stack doit générer, puissance qui dépend elle-même de la puissance du compresseur. La puissance consommée par le compresseur est donnée par l'équation (11) [7]:

$$P_{comp} = \frac{\dot{m}_{air} C_p T}{\eta} [\tau^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \quad (11)$$

où \dot{m}_{air} est le débit d'air ($[kg.s^{-1}]$), C_p la chaleur spécifique à pression constante ($[J.(kg.K)^{-1}]$), γ ($\gamma = C_p/C_v = 1.4$ pour l'air) le rapport des chaleurs spécifiques à pression et volume constants, T est la température de l'air ambiant et η est le rendement du compresseur (rendement de l'ensemble compresseur et moteur électrique). La puissance du compresseur étant linéairement dépendante de la température de l'air, il est important de considérer la température ambiante de l'air en fonction de l'altitude puisque celle-ci évolue sensiblement (les données de température de l'air en fonction de l'altitude sont issues de [8], US Standard Atmosphere 1976). Par ailleurs, l'évaluation du rendement du compresseur est délicate, puisque cela nécessite de déterminer à l'avance le type de compresseur qui sera utilisé.

III.2.3.1).b. Type de compresseur

Il existe au moins neuf types de compresseurs différents, tous adaptés à des applications spécifiques (débits élevés, forts taux de compression, etc.). La plupart des PàC aérobies sont équipées de compresseurs linéaires qui génèrent de faibles surpressions. En effet, la surpression nécessaire au fonctionnement d'une PàC correspond en général à la perte de charge dans les canaux cathodiques, la pression de cathode étant proche de la pression atmosphérique. Seulement, afin de satisfaire les besoins de diminution des puissances spécifiques et volumiques des PàC pour les application embarquées, certains constructeurs de PàC misent sur l'augmentation de la pression cathodique afin de réduire la surface active des stack, comme le mentionnent Blunier et Miraoui dans leurs travaux [9]. L'offre des compresseurs industriels permettant de répondre aux nouveaux besoins des PàC pour applications embarquées est cependant très pauvre. En effet, les spécifications

de tels compresseurs sont assez différentes de celles rencontrées d'ordinaire dans le milieu des transports. Ainsi, comme le soulignent Blunier et Miraoui, il existe un réel besoin de développer des compresseurs capables de satisfaire ces nouvelles spécifications. Par ailleurs, Blunier et Miraoui proposent dans leur étude [9] une comparaison des différents types de compresseurs selon cinq critères pour les applications mobiles : le taux de compression, l'utilisation d'huile (rédhibitoire dans la mesure où cette dernière polluerait l'AME), les sauts de pression (à éviter tant que possible pour ne pas détériorer l'AME), la masse et le volume du compresseur. Dans le cadre d'applications aéronautiques, il est indispensable de disposer d'une masse et d'un volume minimums, ainsi que d'un taux de compression suffisant, de l'ordre de 2.1 comme expliqué ci-avant. Le type de compresseur qui répond le mieux à ces exigences est le compresseur centrifuge (ce qui correspond également au compresseur le plus adapté aux applications automobiles). Le rendement d'un tel compresseur dépend fortement de son point de fonctionnement (taux de compression, débit et vitesse de rotation) et est donc délicat à modéliser finement. Cependant, toujours d'après Blunier et Miraoui [9], le DoE (Department of Energy) a fixé comme objectif d'atteindre 75 % de rendement pour un tel compresseur, ce qui est raisonnable puisque certains compresseurs sont capables d'atteindre ce rendement au point de fonctionnement optimal. Dans la suite de cette étude, on a donc considéré un compresseur dont le rendement est de 75 % et dont la masse est supposée constante et égale à 15 kg, toujours selon les objectifs du DoE.

III.2.3.2) Dimensionnement du stack

Le dimensionnement du stack doit permettre de déterminer la surface totale du stack, c'est-à-dire le nombre de cellules multiplié par la surface active de cellule. On introduit donc la surface de stack définie par l'équation (12) :

$$A_{stack} = A_{cell} n_{cell} \quad (12)$$

où A_{cell} est la surface active d'une cellule et n_{cell} le nombre de cellules constituant le stack. La puissance nominale du stack (puissance de fonctionnement en croisière à 5 000 m) est donnée par l'équation (13) :

$$P_{stack,nom} = U_{cell,nom} J_{nom} A_{stack} \quad (13)$$

On peut écrire la puissance du stack en fonction de la puissance utile P_{utile} , de la puissance du compresseur P_{comp} et de la puissance des autres auxiliaires P_{aux} :

$$P_{stack,nom} = P_{utile} + P_{aux} + P_{comp} \quad (14)$$

La puissance utile est par définition 20 kW et la puissance des auxiliaires autres que le compresseur est considérée égale à 300 W. La puissance du compresseur doit être exprimée en fonction de la

puissance du stack afin de pouvoir résoudre l'équation et de pouvoir déterminer la surface totale du stack A_{stack} . Ainsi, le débit du compresseur peut s'écrire comme suit :

$$\dot{m}_{air,nom} = F_{air,nom} M_{air} \quad (15)$$

$$\dot{m}_{air,nom} = \frac{M_{air} \lambda_c n_{cell} I_{nom}}{X_{O_2,in} n \mathfrak{F}} \quad (16)$$

où M_{air} est la masse molaire de l'air (28.84 g.mol⁻¹), $F_{air,nom}$ est le débit molaire d'air au point nominal (en mol.s⁻¹), λ_c est la stoechiométrie air, $X_{O_2,in}$ est la concentration d'oxygène dans l'air (21 %), n le nombre d'électrons échangés lors de la réaction électrochimique (4 pour l'oxygène), et \mathfrak{F} la constante de Faraday (96 485 C), et I_{nom} le courant au point nominal. On introduit la puissance surfacique au point nominal $P_{surf,nom}$ (calculée à partir des caractéristiques du système Bahia, $P_{surf,nom} = 0.495 \text{ W.cm}^{-2}$) ce qui permet d'écrire la relation (17) :

$$n_{cell} I_{nom} = n_{cell} A_{cell} J_{nom} = A_{stack} J_{nom} = \frac{P_{stack,nom}}{P_{surf,nom}} J_{nom} \quad (17)$$

donnant ainsi une expression du débit d'air en fonction de la puissance du stack au point nominal :

$$\dot{m}_{air,nom} = \frac{M_{air} \lambda_c J_{nom}}{X_{O_2,in} n \mathfrak{F}} \frac{P_{stack,nom}}{P_{surf,nom}} \quad (18)$$

Si on introduit l'expression (18) du débit massique d'air au point nominal dans l'équation (11) donnant la puissance du compresseur, on obtient l'expression suivante :

$$P_{comp,nom} = \frac{M_{air} \lambda_c J_{nom}}{X_{O_2,in} n \mathfrak{F}} \frac{P_{stack,nom}}{P_{surf,nom}} \frac{C_p T}{\eta} [\tau^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \quad (19)$$

On obtient alors l'expression suivante pour la puissance du stack :

$$P_{stack,nom} = (P_{utile} + P_{aux}) + \frac{M_{air} \lambda_c J_{nom}}{X_{O_2,in} n \mathfrak{F}} \frac{P_{stack,nom}}{P_{surf,nom}} \frac{C_p T}{\eta} [\tau^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \quad (20)$$

L'équation (20) permet finalement d'exprimer la puissance du stack au point nominal :

$$P_{stack,nom} = (P_{utile} + P_{aux}) \left[1 - \frac{C_p T}{\eta} [\tau^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \frac{M_{air} \lambda_c J_{nom}}{X_{O_2,in} n \mathfrak{F} P_{surf,nom}} \right]^{-1} \quad (21)$$

Ainsi, pour une puissance utile de 20 kW à 5 000 m d'altitude, la puissance produite par le stack doit être de 22.7 kW, la puissance nécessaire au compresseur étant de 2.4 kW (et 0.3 kW pour les autres auxiliaires). Ce premier résultat est en accord avec les données présentées par Haraldsson [10]. La surface totale du stack A_{stack} correspondante est de 45 935 cm². Les Figure 24 et Figure 25 présentent respectivement la puissance du compresseur d'air et le rendement système en fonction de la puissance utile à différentes altitudes.

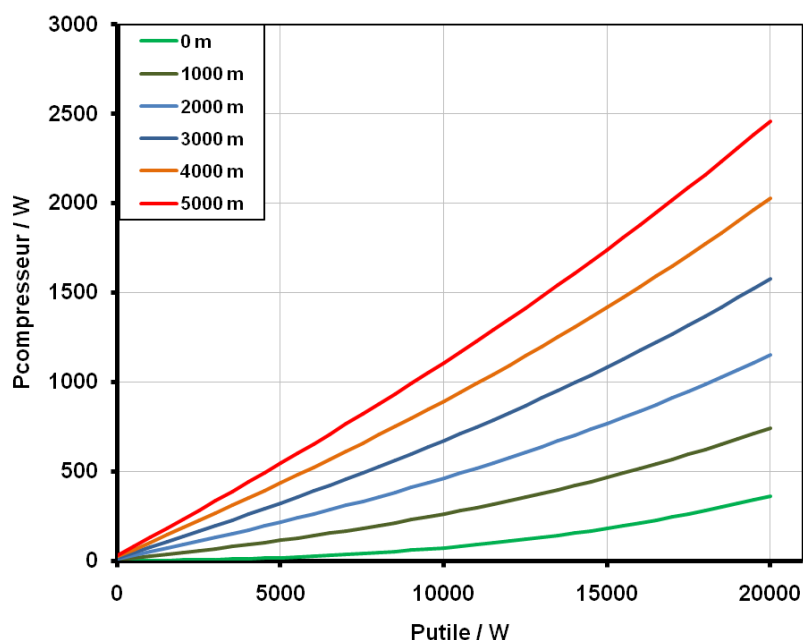


Figure 24 : Puissance du compresseur en fonction de la puissance utile pour différentes altitudes (vert clair : 0 m, vert foncé : 1 000 m ; bleu clair : 2 000 m ; bleu foncé : 3 000 m ; orange : 4 000 m ; rouge : 5 000 m) pour une stoechiométrie de 2.5 et une température stack de 70 °C.

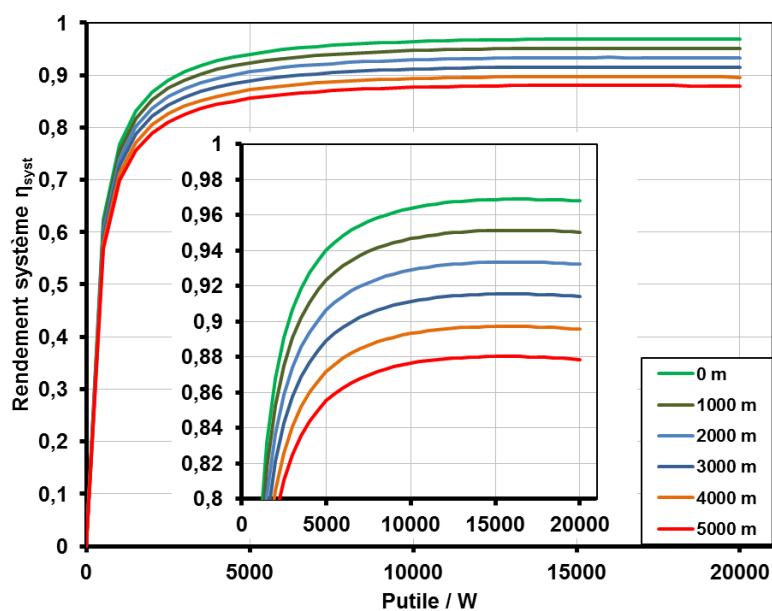


Figure 25 : Rendement système en fonction de la puissance utile pour différentes altitudes (vert clair : 0 m, vert foncé : 1 000 m ; bleu clair : 2 000 m ; bleu foncé : 3 000 m ; orange : 4 000 m ; rouge : 5 000 m) pour une stoechiométrie de 2.5 et une température stack de 70 °C.

La Figure 24 met en évidence la relation entre puissance requise par le compresseur et puissance utile du système (en accord avec les tendances présentées par Haraldsson [10]) ainsi que l'augmentation de la puissance requise par le compresseur à mesure que l'altitude de vol croît. La

Figure 25 révèle des courbes de rendement système tout à fait caractéristiques des systèmes PEMFC aérobies (c.f. Figure 19). On rappelle que le rendement système est donné par :

$$\eta_{syst} = \frac{P_{utile}}{P_{stack}} = \frac{P_{stack} - P_{aux} - P_{comp}}{P_{stack}}$$

Cependant une différence importante par rapport aux rendements auxiliaires présentés en Figure 19 apparaît : le rendement système calculé ici est nettement supérieur à celui mesuré lors des essais sur le système Bahia. En effet, lors des essais, le rendement système maximal (mesuré au point nominal, à $\lambda_c = 2.5$ et 200 m d'altitude) était de 82.7 %, alors que dans les estimations présentées ici, le rendement système au point nominal est de 96.8 % ($\lambda_c = 2.5$ et 0 m d'altitude). La très légère différence d'altitude n'explique pas cette différence de rendement. La différence de rendement système entre la valeur mesurée et la valeur théorique obtenue ici est due au type de compresseur considéré. En effet, nous considérons ici un compresseur centrifuge dont le rendement est pris égal à 75 %, alors que le compresseur équipant le système Bahia a un rendement très faible. Le rendement du compresseur du système Bahia est évalué à 7.6 % au point nominal (à $\lambda_c = 2.5$ et 200 m d'altitude), ce qui est très largement inférieur aux 75 % considérés dans la présente étude théorique. Les rendements auxiliaires calculés ici sont assez encourageants vis-à-vis de l'utilisation de systèmes PEMFC aérobies en altitude. On note que la diminution du rendement système est de l'ordre de 1.7 % tous les 1 000 m d'altitude, soit une diminution de 9 % du rendement système entre 0 et 5 000 m.

Le système aérobie étant maintenant défini, il est possible de le comparer à un système anaérobie pour déterminer laquelle de ces deux technologies est la plus avantageuse en terme de masse et de volume.

III.2.4. Comparaison des systèmes aérobie et anaérobie

Afin de comparer précisément les systèmes aérobie et anaérobie, ces derniers ont modélisés dans un code Matlab Simulink qui permet de simuler des profils de vol. Ces simulations prennent en compte l'altitude, à travers les variations de pression ambiante. La consommation de gaz des deux types de système est calculée et comparée. Par ailleurs, les deux types de système sont comparés en considérant une puissance constante et en fonction de la durée de la mission, ce pour trois altitudes.

III.2.4.1) Les systèmes comparés

Le système aérobie dimensionné ci-dessus et basé sur les caractéristiques du système Bahia est donc comparé au système IMHOTEP anaérobie développé par Hélion dans le cadre du projet français FUI APACHE. Ce système compte 144 cellules de 130 cm², soit une surface stack de 18 720 cm². Le point nominal de fonctionnement de ce système est défini par un courant de 195 A (soit 1.5

A.cm^{-2}) et une tension de 103 V (soit une tension de cellule de 0.72 V), produisant ainsi une puissance de 20 kW (soit 1.07 W.cm^{-2}). Le fonctionnement de ce système est décrit plus en détail dans la section IV.3.1 de ce chapitre. La Figure 26 présente une comparaison des courbes de polarisation et de puissance des deux systèmes. Elle met nettement en évidence la différence de réponse entre le système aérobie et le système anaérobie. Au point nominal, la puissance surfacique produite par le système IMHOTEP équivaut à plus de deux fois celle du système Bahia. Il est important de noter que la tension du système IMHOTEP est encore relativement élevée au point nominal, et que par conséquent, il est possible d'extraire davantage de puissance du système, ce qui est également le cas pour le système Bahia, mais avec une marge de progression bien moindre.

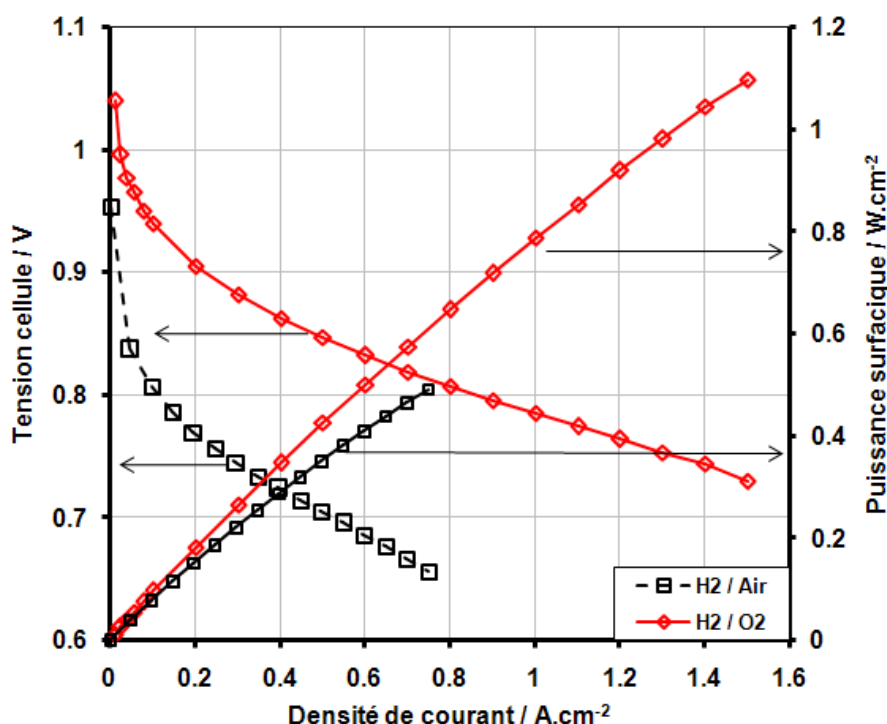


Figure 26 : Comparaison des courbes de polarisation (marqueurs vides) et des courbes de puissances (marqueurs pleins) par cellule unitaire et par unité de surface pour le système Bahia (carrés noirs, H_2/Air) et le système IMHOTEP (losanges rouges, H_2/O_2).

III.2.4.2) Stockages de gaz

Les systèmes aérobie et anaérobie ne nécessitant pas les mêmes emports de gaz, leur comparaison implique de prendre en compte la masse des gaz consommés et la masse des stockages associés. Dans cette étude, on considère deux possibilités de stockage pour l'hydrogène, l'un à 350.10^5 Pa et l'autre à 700.10^5 Pa et un stockage pour l'oxygène à 200.10^5 Pa . Pour une pression de stockage et un gaz donnés, on émet l'hypothèse que le rapport entre la masse de gaz stocké et la masse du réservoir (densité massique de stockage) est constant. Ainsi, on extrapole la masse des réservoirs connaissant uniquement la masse de gaz consommé et la pression de stockage. Cette

hypothèse est discutable puisqu'elle suggère que dans tous les cas, il est possible de n'utiliser qu'un seul réservoir pour chaque gaz. Par ailleurs, il est possible que le rapport entre masse de gaz stocké et masse de réservoir ne soit pas constant (pour une pression de stockage et un gaz donnés).

On trouve dans la littérature des objectifs chiffrés donnés par le DoE américain, ainsi que quelques exemples de produits conçus par des industriels (Ullit / CEA, MaHyTec, EADS Composites Aquitaine) [11–14]. Afin d'obtenir des valeurs de densité massique de stockage représentatives des technologies industriellement viables, il est nécessaire de consulter les données techniques proposées par les industriels, comme Quantum ou Dynetek. Ainsi, dans le cadre du projet APACHE, des réservoirs d'hydrogène Dynetek avaient été choisis. Ceux-ci ont une densité massique de stockage de 4.5 % et une densité volumique de stockage de 15.8 kg.m⁻³ [15]. La densité massique de stockage est donnée par :

$$d_{\text{massique}} = \frac{\text{masse de gaz stocké}}{\text{masse de gaz stocké} + \text{masse de réservoir vide}}$$

La société Quantum a quant à elle mis au point plusieurs réservoirs d'hydrogène à haute pression (700.10⁵ Pa), dont un de 129 l qui permet de stocker 5 kg de gaz pour une masse à vide de 92 kg, soit une densité massique de stockage de 5.15 %. L'objectif fixé par le DoE pour 2015 est de 5.5 % pour la densité massique et de 40 kg.m⁻³ pour la densité volumique [12]. Les valeurs de densité massique et de densité volumique de stockage qui ont été considérées dans cette étude sont respectivement de 4.5 % et 15.8 kg.m⁻³ pour le stockage à 350.10⁵ Pa et de 5.5 % et 40 kg.m⁻³ pour le stockage à 700.10⁵ Pa. De cette manière on prend en compte l'évolution future de la technologie de stockage de l'hydrogène.

En ce qui concerne le stockage d'oxygène pur, les caractéristiques techniques du réservoir EROS 5700-6528 ont été prises en compte, avec une pression de 200.10⁵ Pa qui permet de stocker 8.26 kg d'oxygène pour une masse de 13.6 kg et un volume de 46 l, soit une densité massique de stockage de 60.7 % et une densité volumique de 117 kg.m⁻³. Ce réservoir est celui qui avait été retenu dans le projet APACHE pour équiper le Choucas.

III.2.4.3) Comparaison selon les profils de vol

III.2.4.3).a. Les profils de vol

Les deux systèmes ont été comparés en simulant leur fonctionnement selon trois profils de vol, à trois altitudes différentes : 1 000 m (croisière longue), 2 500 m et 5 000 m (croisière courte). La durée des vols est identique et de 89 minutes, ce qui correspond au cahier des charges du projet APACHE. La puissance utile produite par la PàC ainsi que l'altitude et la pression ambiante sont

représentées en fonction du temps sur les Figure 27, Figure 28 et Figure 29. Pour cette partie consacrée à la comparaison des systèmes aérobies et anaérobies, on se limite aux phases de vol uniquement, les phases de roulage au sol étant peu déterminantes a priori dans la comparaison des systèmes. La puissance consommée par le compresseur est calculée en fonction de la pression ambiante et du courant demandé à la PàC.

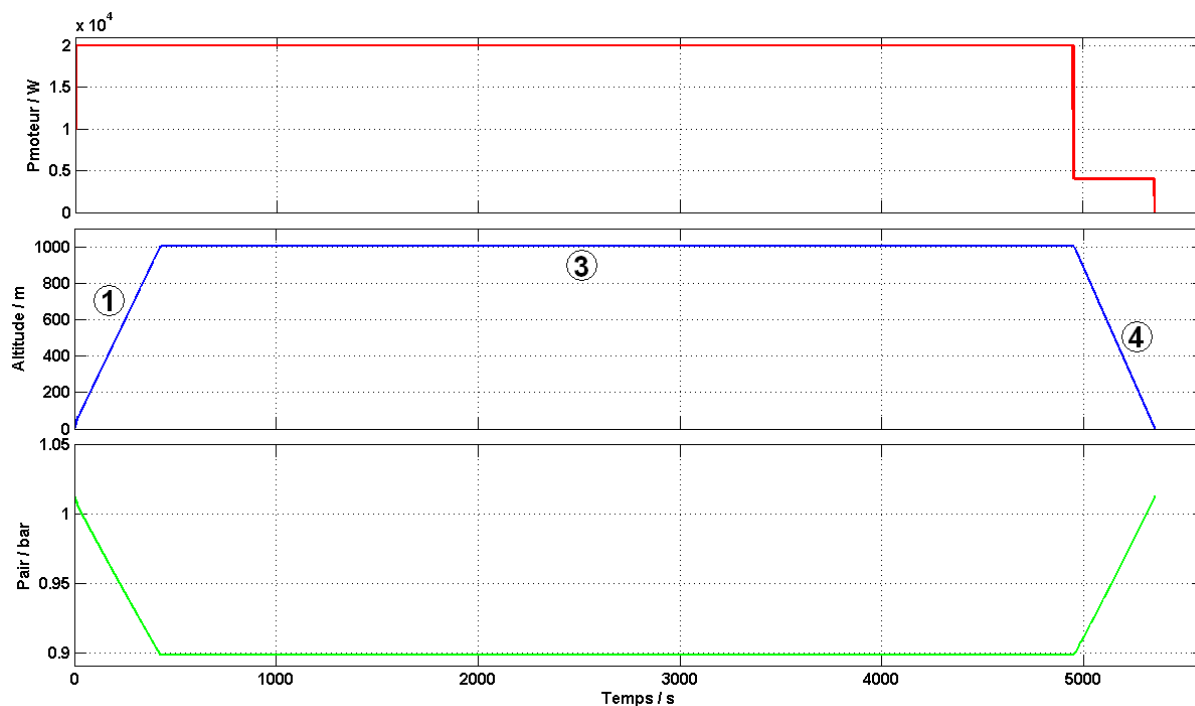


Figure 27 : Puissance moteur (rouge), altitude (bleu) et pression ambiante (vert) lors d'un vol type avec croisière à 1 000 m d'altitude, en fonction du temps.

CHAPITRE 2 : Étude analytique et expérimentale de la navigabilité aérienne des systèmes Pile à Combustible de type Membrane Echangeuse de Protons

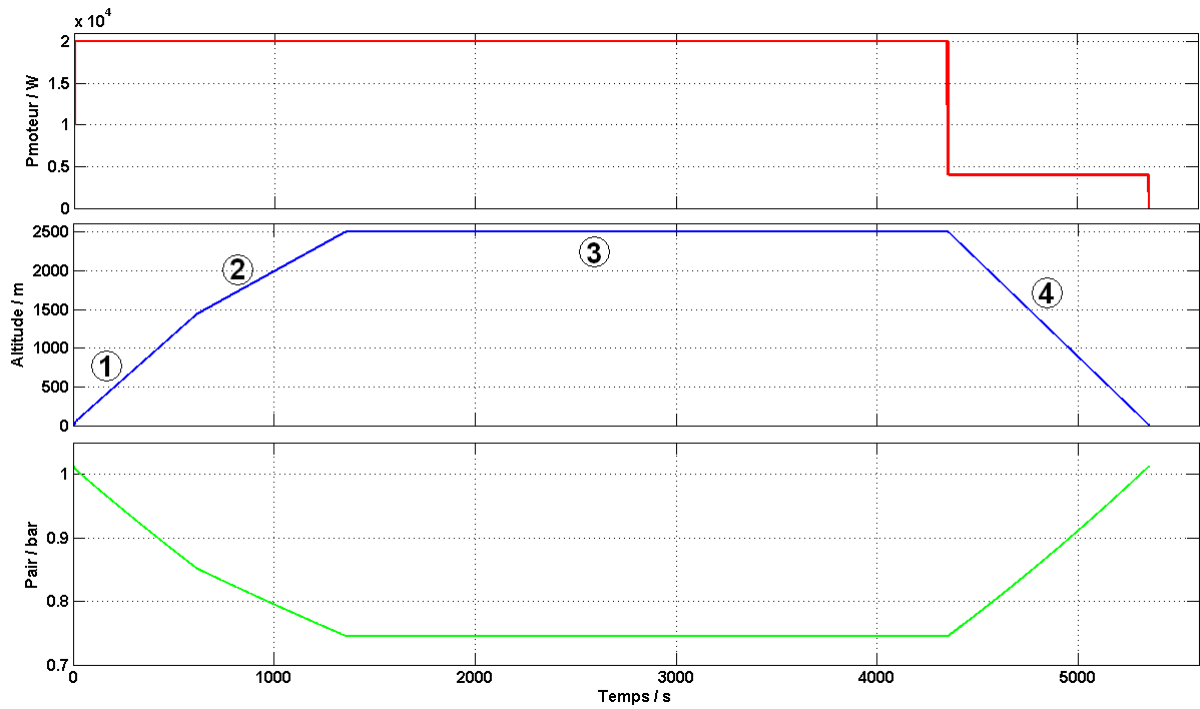


Figure 28 : Puissance moteur (rouge), altitude (bleu) et pression ambiante (vert) lors d'un vol type avec croisière à 2 500 m d'altitude, en fonction du temps.

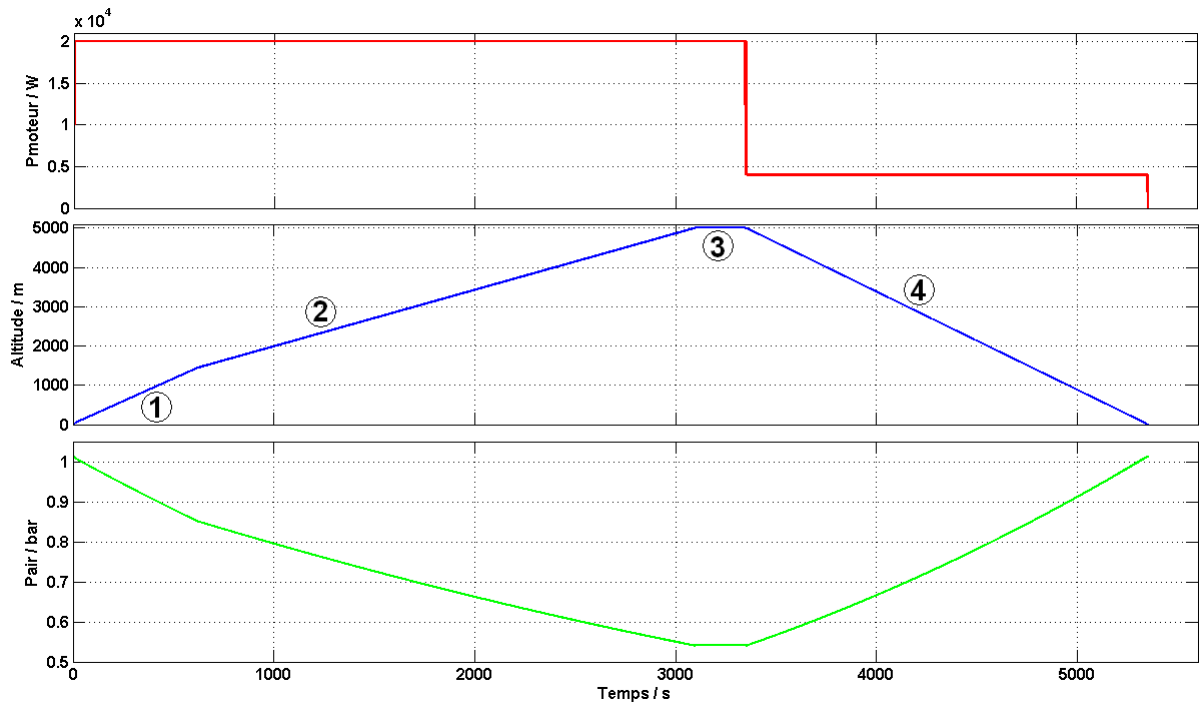


Figure 29 : Puissance moteur (rouge), altitude (bleu) et pression ambiante (vert) lors d'un vol type avec croisière à 5 000 m d'altitude, en fonction du temps.

Les profils sont composés de 3 à 4 phases :

1. Décollage (PàC + Batteries Li-ion) + Montée initiale (PàC + Batteries Li-ion, 10 minutes)
2. Montée normale (PàC seule)
3. Croisière (PàC seule)
4. Descente (PàC seule)

La puissance requise lors de la montée normale (phase 2) est la même que lors de la croisière (phase 3), la montée normale s'effectuant à une vitesse de vol inférieure à celle de la croisière.

III.2.4.3).b. Résultats

Les résultats des comparaisons selon les profils de vol sont présentés sur la Figure 30 et sur la Figure 31. La Figure 30 révèle que la masse du système aérobie évolue peu en fonction des profils de vols, quelle que soit la pression du stockage d'hydrogène. Pourtant, plus l'altitude maximale du profil est élevée, plus la phase de descente débute rapidement et plus l'énergie utile est faible (aire sous la courbe de puissance, en rouge sur les Figure 27, Figure 28 et Figure 29). On s'attendrait donc à observer une diminution de la masse du système. Mais avec une altitude maximale de plus en plus élevée, la consommation du compresseur augmente, ce qui conduit à une augmentation de la masse du stack. Au final il y a un effet de compensation entre la diminution de la masse de gaz à emporter et l'augmentation de la masse du stack. En ce qui concerne le système anaérobie, on note bien une diminution de la masse à embarquer à mesure que l'altitude maximale du profil augmente. Étant indépendante de l'altitude, la surface du stack et donc sa masse sont constantes, alors que la masse des gaz consommés diminue.

On constate que dans tous les cas étudiés ici, le système anaérobie est plus léger que le système aérobie et ce pour les deux scénarii de stockage d'hydrogène. Plus l'altitude maximale du profil augmente, plus cet écart augmente. La nette différence de puissance spécifique entre système aérobie et système anaérobie permet de compenser l'emport de masse supplémentaire due au stockage d'oxygène.

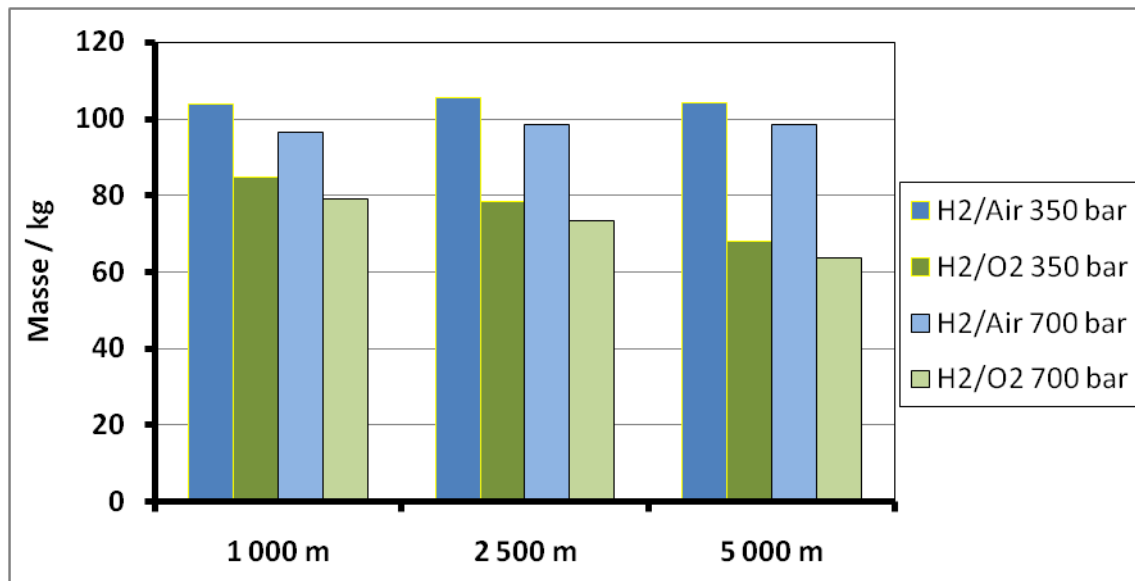


Figure 30: Comparaison des masses à embarquer pour les systèmes aérobie et anaérobies ; Résultats obtenus par simulations sur les profils de vol (Figure 27 Figure 28 Figure 29) ; Bleus : aérobie ; Verts : anaérobie ; Foncés : stockage H_2 à $350 \cdot 10^5$ Pa ; Clairs : stockage H_2 à $700 \cdot 10^5$ Pa).

En ce qui concerne les volumes à emporter (Figure 31), on note que dans tous les cas étudiés le volume diminue à mesure que l'altitude maximale du profil augmente. Cette diminution du volume en fonction de l'altitude maximale du profil est plus marquée pour le système anaérobie que pour le système aérobie. En termes de volume à emporter, la conclusion est plus nuancée. En effet, on note que pour une altitude maximale de 1 000 m le système anaérobie est plus volumineux et ce pour les deux scénarii de stockage d'hydrogène. Pour une altitude maximale du profil de 2 500 m, le système anaérobie est moins volumineux avec le stockage hydrogène à $350 \cdot 10^5$ Pa mais plus volumineux avec le stockage à $700 \cdot 10^5$ Pa. Enfin, pour une altitude maximale du profil de 5 000 m, le système anaérobie l'emporte dans les deux scénarii de stockage hydrogène.

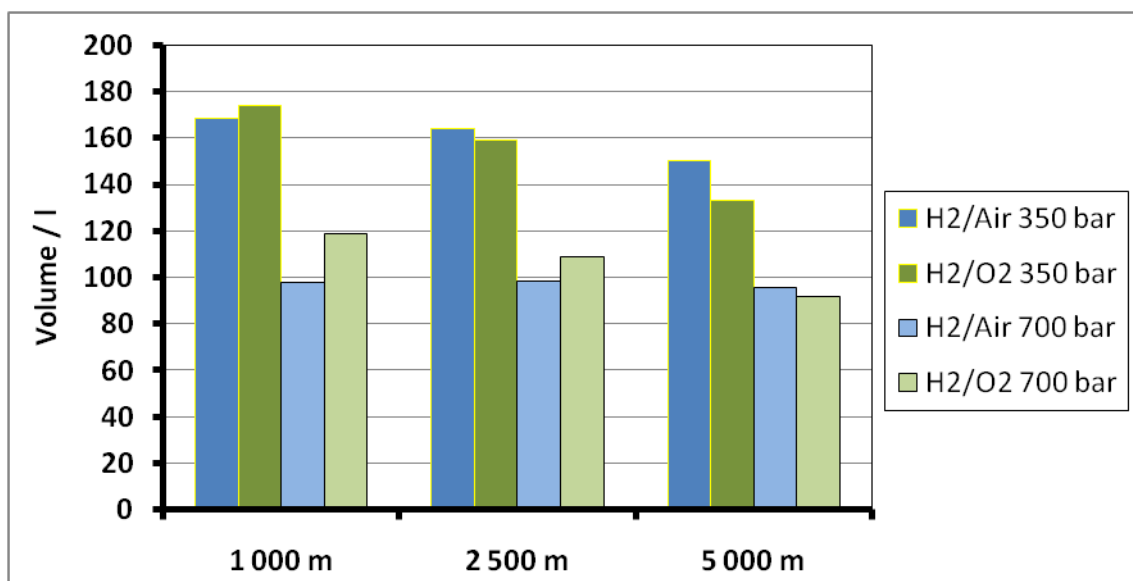


Figure 31: Comparaison des volumes à embarquer pour les systèmes aérobie et anaérobies ; Résultats obtenus par simulations sur les profils de vol (Figure 27 Figure 28 Figure 29) ; Bleus : aérobie ; Verts : anaérobie ; Foncés : stockage H_2 à $350 \cdot 10^5$ Pa ; Clairs : stockage H_2 à $700 \cdot 10^5$ Pa).

Dans la comparaison des masses et volumes à emporter, il apparaît évident que la part liée aux gaz tient une place importante. De plus, cette part dépend directement de l'énergie utile consommée, et donc de la durée du vol. Ainsi, une comparaison des deux systèmes en fonction de la durée du vol semble importante pour apporter plus d'éléments.

III.2.4.4) Comparaison selon la durée et l'altitude de vol

Dans cette partie, on ne considère non plus des profils de vol à altitude et puissance utile variables mais des altitudes fixes et une puissance utile constante de 20 kW. On souhaite déterminer la masse et le volume des systèmes aérobie et anaérobie (toujours en considérant les deux scénarii de stockage d'hydrogène) en fonction de la durée de vol. L'objectif est de savoir jusqu'à quelle durée de vol l'emport d'oxygène pur constitue un avantage par rapport à l'utilisation d'un système aérobie.

La Figure 32 et la Figure 33 présentent respectivement l'évolution de la masse et du volume des systèmes aérobie et anaérobie en fonction de la durée du vol. L'ordonnée à l'origine des courbes donne les masses et volumes des systèmes sans stockage de gaz. Les pentes des courbes dépendent de la consommation en gaz des systèmes et du type de stockage (densité massique et densité volumique de stockage). Les courbes relatives au système anaérobie ne dépendent pas de l'altitude. En revanche, pour le système aérobie, on note que plus l'altitude de croisière est élevée, plus les pentes des courbes de masse et de volume sont importantes. Cela s'explique par la consommation accrue du compresseur d'air.

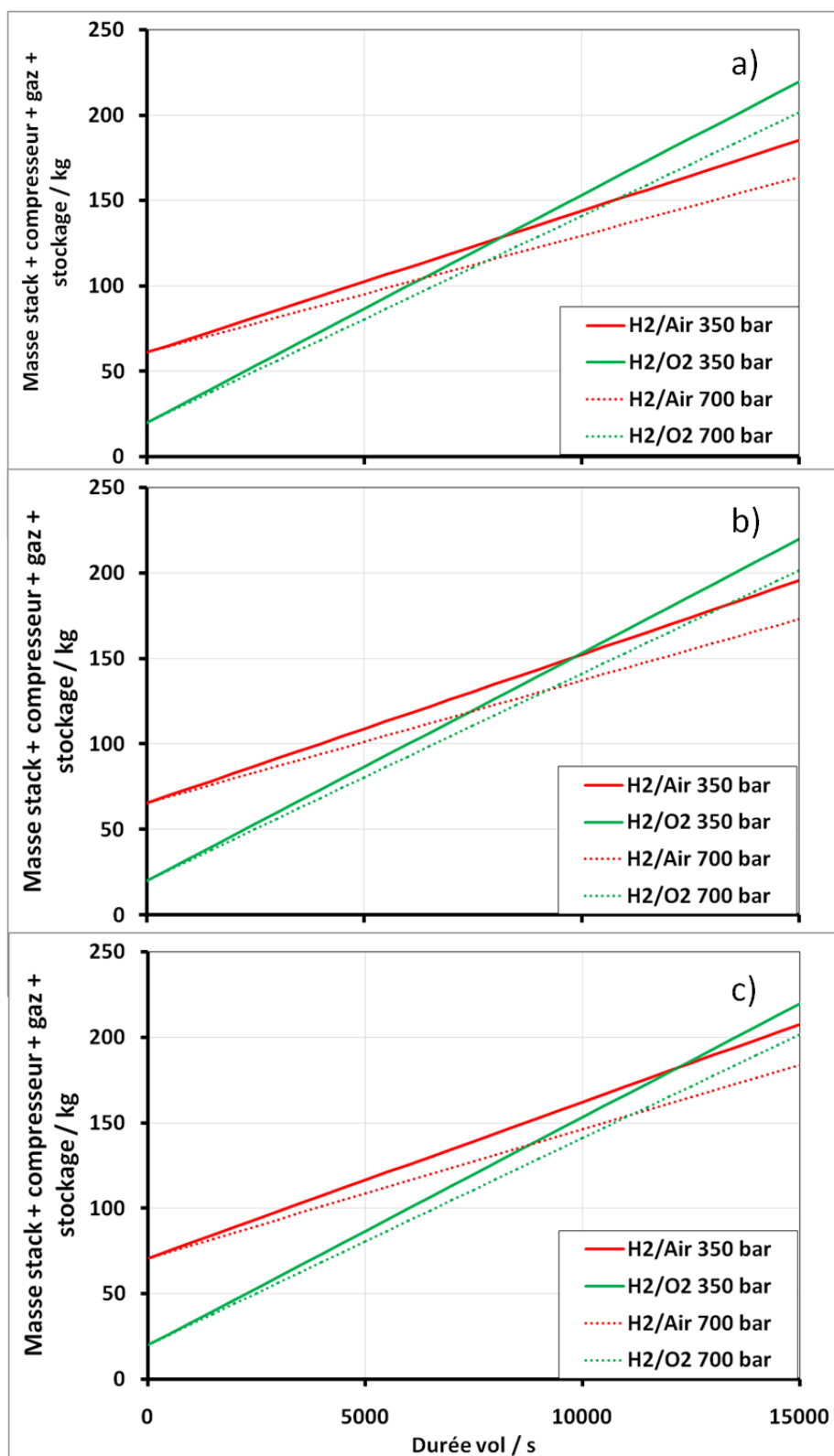


Figure 32 : Masses des systèmes aérobie (rouge) et anaérobie (vert) pour les scénarii de stockage d'hydrogène à $350 \cdot 10^5$ Pa (traits pleins) et à $700 \cdot 10^5$ Pa (traits pointillés) ; a) : à 1 000 m ; b) : à 2 500 m ; c) : à 5 000 m.

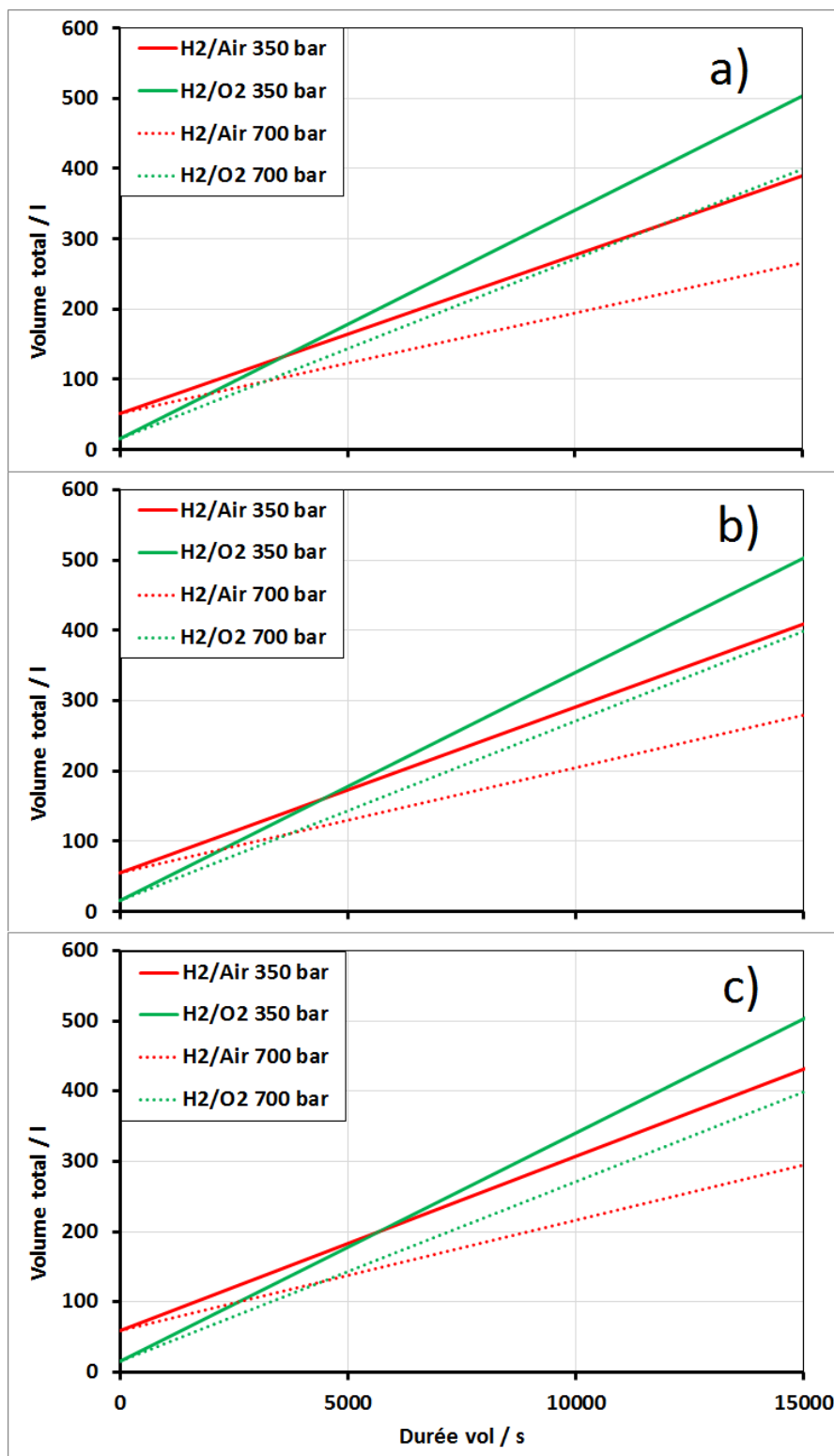


Figure 33 : Volumes des systèmes aérobie (rouge) et anaérobie (vert) pour les scénarii de stockage d'hydrogène à $350 \cdot 10^5$ Pa (traits pleins) et à $700 \cdot 10^5$ Pa (traits pointillés) ; a) : à 1 000 m ; b) : à 2 500 m ; c) : à 5 000 m.

On note que plus l'altitude de croisière est élevée, plus la période d'avantage pour le système anaérobie (période durant laquelle le système anaérobie est plus léger ou plus compact que le

système aérobie) est longue. Concernant la masse du système, la période d'avantage pour le système anaérobie s'étend de 8 000 s (environ 2 h 15 min) à 1 000 m jusqu'à 12 000 s (3 h 20 min) à 5 000 m (dans le cas du stockage hydrogène à $350 \cdot 10^5$ Pa). Concernant le volume du système, la période d'avantage pour le système anaérobie s'étend de 3 500 s (environ 58 min) à 1 000 m jusqu'à 5 500 s (1 h 30 min) à 5 000 m (dans le cas du stockage hydrogène à $350 \cdot 10^5$ Pa). Ainsi, le volume est le premier facteur limitant l'avantage du système anaérobie face au système aérobie. Il serait intéressant d'avoir plus de données sur le stockage d'oxygène pur et sur les possibilités de le stocker à pression plus élevée que $200 \cdot 10^5$ Pa.

En termes d'intégration de système PEMFC à un avion léger, toutes les démonstrations réalisées à ce jour concernent des avions ou planeurs qui ont été modifiés afin de remplacer leur groupe motopropulseur par un ensemble PàC et moteur électrique. Ainsi, la masse critique que cet ensemble PàC + réservoirs + moteur ne doit pas dépasser est directement liée à la masse gagnée par la dépose du groupe motopropulseur remplacé et à la masse maximale au décollage de l'aéronef. En somme, lorsqu'il s'agit d'une modification d'aéronef, la grandeur dimensionnant le système propulsif est sa masse (puis en second lieu, son volume). L'autonomie de l'aéronef modifié dépend de la masse attribuée au nouveau système de propulsion. Il n'est pas possible de modifier un avion en imposant son autonomie dans le cahier des charges. Pour maîtriser à la fois la masse maximale au décollage et l'autonomie de l'aéronef, il semble indispensable de concevoir une cellule spécifiquement pour être propulsée par un système PàC. Il faudrait donc analyser la Figure 32 et la Figure 33 en imposant la masse et le volume maximal du système puis déterminer le type (aérobie ou anaérobie) offrant l'autonomie la plus importante. Une question reste en suspens cependant. Si le facteur masse donnait l'avantage au système anaérobie et le facteur volume au système aérobie, lequel serait le plus optimal ? Il semble a priori possible d'ajouter du volume utile à un avion dans une mesure raisonnable.

III.3. Critères qualitatifs de comparaison entre systèmes aérobie et anaérobie

La section précédente a été consacrée à une comparaison quantitative des systèmes aérobie et anaérobie en se basant sur les masses et volumes de ces systèmes pour différentes conditions d'utilisation. Dans cette section, une comparaison basée sur des réflexions qualitatives est proposée. En effet, outre les aspects de masse et d'encombrement des systèmes, certains critères peuvent être décisifs dans le cadre d'applications aéronautiques.

Lorsque la question de l'industrialisation, ou plus simplement de la démocratisation d'un système se pose, la fiabilité et la durée de vie de ce système constituent bien souvent des paramètres majeurs. Les systèmes anaérobies, par définition, n'ont pas besoin de compresseur d'air.

De plus, il est possible, grâce à un simple système de recirculation des gaz non consommés par la réaction, de s'affranchir d'un humidificateur. Le fait de s'affranchir de ces deux auxiliaires diminue la complexité du système PEMFC. Par ailleurs, l'absence de compresseur augmente la fiabilité et la durée de vie du système puisqu'il est composé d'un moins grand nombre d'éléments et qu'il n'y a pas de machine tournante.

Contrairement aux systèmes aérobies, les systèmes anaérobies ne sont pas sensibles aux pollutions de l'air ambiant, un second avantage de poids. En effet, bien que l'air ambiant soit composé d'environ 21 % d'oxygène et 79 % d'azote, celui-ci comporte tout de même des gaz tels que des oxydes de carbone (CO , CO_2) et des oxydes d'azote (NO_x) à faible concentration. Suivant les régions géographiques, l'air peut également contenir des ions corrosifs (comme les brouillards salins en zones côtières) ou encore des particules provenant des MCI (Moteurs à Combustion Interne), de l'industrie, ou bien encore des cendres et gaz volcaniques (H_2S , SO_2). Ces différentes pollutions peuvent avoir des effets néfastes (mais parfois réversibles) sur le cœur réactionnel de la PàC (oxydation des sites catalytiques, adsorption sur les sites catalytiques, diminution du potentiel de la PàC) ou encore corroder les matériaux des plaques bipolaires [16–18]. Les effets de ce type de pollution sur le vieillissement de la PàC et sur sa réponse en tension sont quantifiables, bien que cela ne soit pas abordé dans ces travaux.

Enfin, le temps de réponse des systèmes PEMFC aérobies est étroitement lié à l'inertie du compresseur d'air. Leur temps de réponse est en général de l'ordre de la seconde. N'ayant pas recours à un compresseur, les systèmes anaérobies ont pour avantage d'avoir un temps de réponse bien plus faible. Un système anaérobie peut en effet passer d'une densité de courant nulle à sa densité de courant maximale en suivant une rampe de courant infinie (instantanée).

III.4. Conclusion

Dans cette section, le choix de l'oxydant entre air ambiant et oxygène pur a été étudié et discuté. Ces deux options sont très différentes dans la mesure où les systèmes PEMFC associés sont eux-mêmes très différents. Dans un premier temps, la comparaison a été basée sur l'évaluation quantitative de la masse et du volume associés à ces deux types de systèmes, aérobie et anaérobie. Pour réaliser cette étude quantitative, les performances de deux systèmes PEMFC ont été considérées. Pour le système aérobie, des mesures expérimentales sur un système de 1 kW (Bahia, Héliion) ont été réalisées à différentes altitudes et différents facteurs stœchiométriques de cathode. Ces mesures ont par la suite été utilisées pour caler un modèle numérique. Le modèle numérique ainsi obtenu a permis d'extrapoler les performances du système aérobie pour de plus hautes altitudes et avec un compresseur d'air différent, plus adapté aux applications aéronautiques. Le

système PEMFC anaérobie a également été modélisé numériquement (grâce à un calage du modèle avec des mesures expérimentales). Ces deux modèles numériques ont permis de quantifier les masses et volumes de ces deux systèmes PEMFC pour qu'ils répondent à divers profils de vol.

L'étude de la masse et du volume des systèmes mis en compétition révèle que le choix de l'oxydant entre air ambiant et oxygène pur n'est pas trivial. En effet, le système le plus léger et le plus compact n'est pas le même selon les profils de vol, leur durée et l'altitude de croisière. Pour les vols de courte durée, le système anaérobie semble être le plus optimal. De plus, plus l'altitude de croisière est importante, plus le système anaérobie est compétitif en durée de vol. A contrario, le système aérobie est plus avantageux pour des vols de longue durée et à basse altitude (jusqu'à 2 000 m environ). Il serait néanmoins intéressant de travailler sur plusieurs thématiques qui pourraient modifier certains aspects des conclusions ci-dessus : l'augmentation du taux de compression (au-delà de 2) des compresseurs d'air, afin d'accroître la densité de puissance des systèmes aérobies, la compacité et la légèreté des compresseurs d'air ou encore le stockage d'oxygène pur à plus haute pression (supérieure à $200 \cdot 10^5$ Pa).

Quelques considérations qualitatives qui peuvent avoir une forte influence sur le choix entre système aérobie et anaérobie ont également été présentées : la fiabilité, la durée de vie, la complexité et le temps de réponse des systèmes. Ces considérations qualitatives orientent le choix de l'oxydant vers l'oxygène pur.

En conclusion, il apparaît indispensable de bien définir le cahier des charges du système à intégrer ainsi que le type de profil de vol qui est recherché. Les paramètres durée et altitude de vol ont une influence forte dans le choix du type de système PEMFC. Bien qu'ils n'aient pas été considérés jusque-là dans le cadre de l'application de propulsion d'avions légers, les systèmes anaérobies ont un réel créneau d'application comme l'a montré cette étude.

IV. Étude expérimentale de la sensibilité aux inclinaisons

Dans cette section, on se propose de réaliser et d'interpréter des essais expérimentaux visant à analyser la sensibilité des PEMFC aux inclinaisons lors de leur fonctionnement.

IV.1. Introduction

L'utilisation de systèmes PEMFC dans le cadre d'applications aéronautiques implique que ces systèmes seront soumis aux inclinaisons des aéronefs qui en seront équipés. Il existe trois types d'inclinaisons auxquelles les systèmes PEMFC intégrés sont susceptibles d'être soumis : le tangage, lorsque l'avion pique ou monte grâce à une rotation autour de l'axe de ses ailes (axe de tangage), le roulis, lorsque l'avion s'incline notamment pour amorcer un virage à gauche ou à droite en tournant

autour de son axe longitudinal (axe de roulis) et les inclinaisons combinant à la fois tangage et roulis (Figure 34). Le lacet (rotation autour de l'axe orthogonal au plan décrit par les axes de tangage et de roulis) ne modifie pas l'inclinaison de la PàC lorsque l'aéronef est à plat (aucune autre inclinaison par ailleurs). Lorsque l'aéronef n'est pas à plat, un angle de lacet peut être décrit par la combinaison d'un angle de tangage et d'un angle de roulis. Ainsi, il suffit de s'intéresser aux inclinaisons selon les axes de tangage et de roulis.

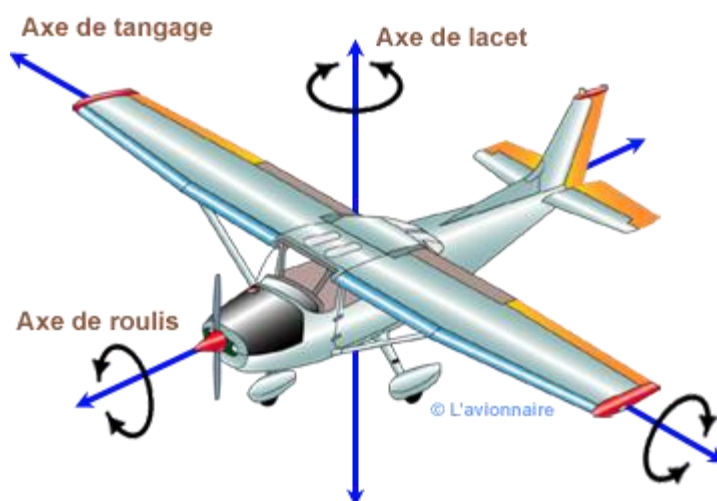


Figure 34 : Axes de tangage, de roulis et de lacet d'un avion ([19]
<http://www.lavionnaire.fr/StructGouvernes.php>).

Le fonctionnement d'une PàC en position inclinée pourrait affecter la gestion de l'eau à l'intérieur de la PàC. Il se pourrait que des bouchons liquides se forment, ce qui aurait pour conséquence de gêner l'approvisionnement en gaz. Par exemple, si les cellules sont placées horizontalement avec la cathode en haut et l'anode en bas, l'eau produite pourrait former un film liquide sur la surface de la GDL empêchant les gaz de diffuser à travers elle. Cette possibilité a été émise par Chen et Wu [20]. Au contraire si la cathode est placée en bas et l'anode en haut, l'eau pourrait avoir tendance à se déposer sur la plaque bipolaire plutôt que sur la GDL. Cela pourrait favoriser une déshydratation voire l'assèchement de la membrane.

Peu de données littéraires sont disponibles sur la thématique du fonctionnement des PàC en inclinaisons, bien que cette problématique ait déjà été soulevée auparavant. Comme cela a été mentionné dans le Chapitre 1, les PàC ont été et sont encore utilisées dans le domaine spatial, ce qui tend à montrer que ces dernières ne devraient pas trop souffrir lors de leur utilisation en positions inclinées. Par ailleurs, plusieurs projets scientifiques ont eu pour objectif de réaliser des démonstrations d'avions légers alimentés par des PàC. Notamment le projet Fuel Cell Demonstrator réalisé par Boeing, Intelligent Energy et l'Université Polytechnique de Madrid [21], qui est le seul à

avoir présenté ses recherches sur les effets des inclinaisons. D'après Lapeña-Rey et al., les essais réalisés sous cinq inclinaisons différentes n'ont pas affecté le fonctionnement du système, et ce même à la puissance maximale de 20 kW. Ils reportent qu'aucun problème de répartition d'eau n'a été mesuré. Tous les paramètres du système PEMFC, fonctionnant à une stœchiométrie air de 2.5, sont restés dans leurs limites normales. Enfin, la reproductibilité de ces résultats a été prouvée.

Plusieurs raisons motivent le choix d'entreprendre des essais de PàC en inclinaisons. Tout d'abord, comme cela a été mentionné, la littérature sur le sujet des PàC en inclinaisons manque. Certes il semble possible d'incliner une PàC lors de son fonctionnement, mais existe-t-il un angle limite au-delà duquel des dysfonctionnements surgissent ? Par ailleurs, nous avons l'opportunité de pouvoir travailler avec un système aérobie (comme cela a déjà été présenté par Lapeña-Rey et al.) et avec un système anaérobie, ce qui n'a pas encore fait l'objet de publications. Enfin, dans le cadre du projet APACHE, l'objectif d'aboutir à une démonstration en vol d'un porteur équipé du système IMHOTEP nécessite d'avoir réalisé de tels essais au préalable. En effet, les essais en inclinaisons du système IMHOTEP faisaient partie des éléments indispensables au dossier de justification demandé par la DGAC afin d'obtenir un laissez passer pour un vol expérimental.

Les essais en inclinaisons ont donc été réalisés sur deux systèmes PEMFC : le système aérobie NEXA Ballard 1.2 kW et le système anaérobie IMHOTEP Hélion de 20 kW.

IV.2. Essais sur le système NEXA Ballard

IV.2.1. Montage expérimental

Le système NEXA Ballard utilisé dans cette partie est présenté dans la section II.1.1. Une table a été fabriquée afin de pouvoir placer le système en positions inclinées (Figure 35). Celle-ci est composée de deux tréteaux qui supportent une planche en bois. Un axe en acier est fixé sous la planche d'une part (selon l'axe de tangage ou selon l'axe de roulis) et d'autre part sur chaque tréteau par des noix de serrage. Enfin, un pied constitué d'un axe vertical en acier permet de bloquer le système en position inclinée. Les différentes positions inclinées sont décrites sur la Figure 36.

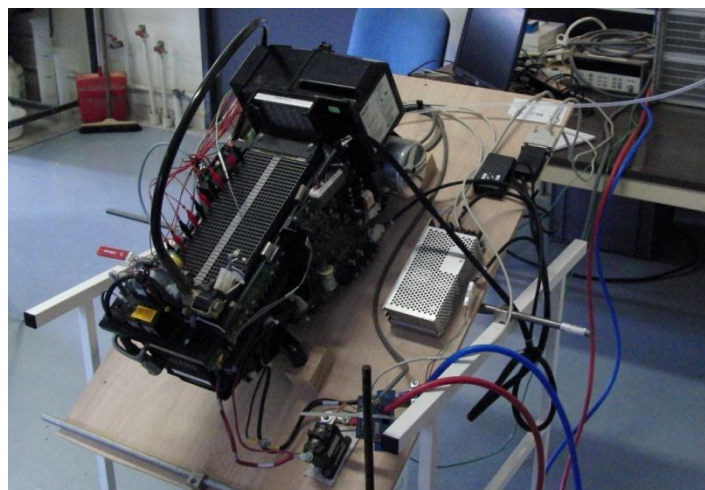


Figure 35 : Photographie du système NEXA Ballard sur la table inclinable (en position de tangage avec un angle de -30°).

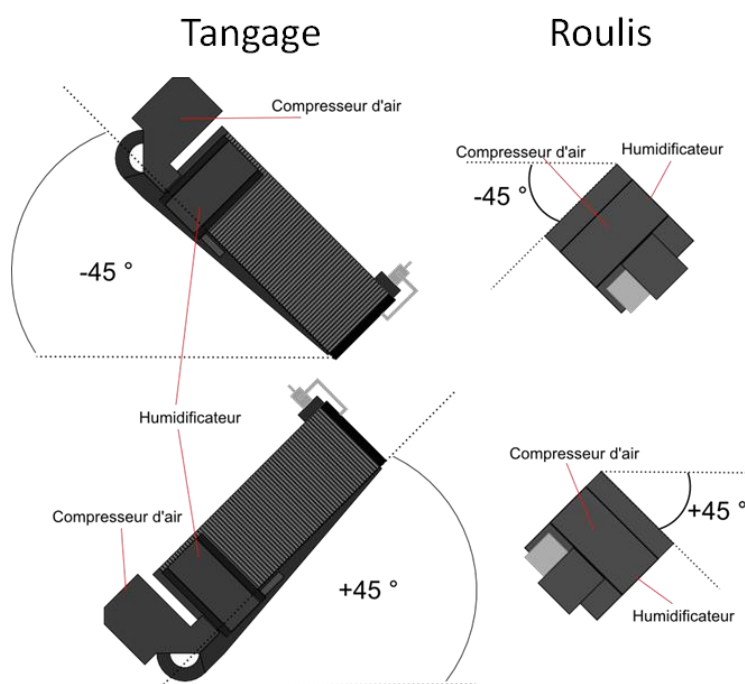


Figure 36 : Description des positions inclinées pour le système NEXA Ballard ; les angles de tangage négatifs correspondent à la cathode située au-dessus de l'anode.

IV.2.2. Mode opératoire

Plusieurs types de mesures ont été réalisés sur le système NEXA en inclinaisons. Dans un premier temps, des courbes de polarisations sont réalisées. Le courant est augmenté par pas de 5 A de 0 A à 50 A. Chaque palier dure 180 secondes et seules les 60 dernières secondes sont prises en considération pour réaliser les courbes de polarisation. Les angles explorés sont résumés dans le Tableau 3.

CHAPITRE 2 : Étude analytique et expérimentale de la navigabilité aérienne des systèmes Pile à Combustible de type Membrane Echangeuse de Protons

Tangage	0 °	±15 °	±30 °	±45 °	±60 °	±90 °
Roulis	0 °	±45 °				

Tableau 3 : Angles d'inclinaison explorés lors des mesures de courbes de polarisation.

Le second type d'essais réalisé a consisté à imposer une tension de 25 V au système (tension maximale de fonctionnement) et à mesurer le courant correspondant, qui est le courant maximal admissible par la PàC.

Dans un troisième et dernier temps, le nombre de purges d'hydrogène et la consommation d'hydrogène ont été évalués lors du fonctionnement incliné pendant 1 200 secondes à 40 A. La variation du nombre de purges d'hydrogène peut être révélatrice d'un effet sur la gestion de l'eau produite dans la PàC. Les purges sont commandées en fonction de la tension des cellules. Lorsque la tension minimum passe sous un certain seuil, une purge est déclenchée.

IV.2.3. Résultats

IV.2.3.1) Courbes de polarisations

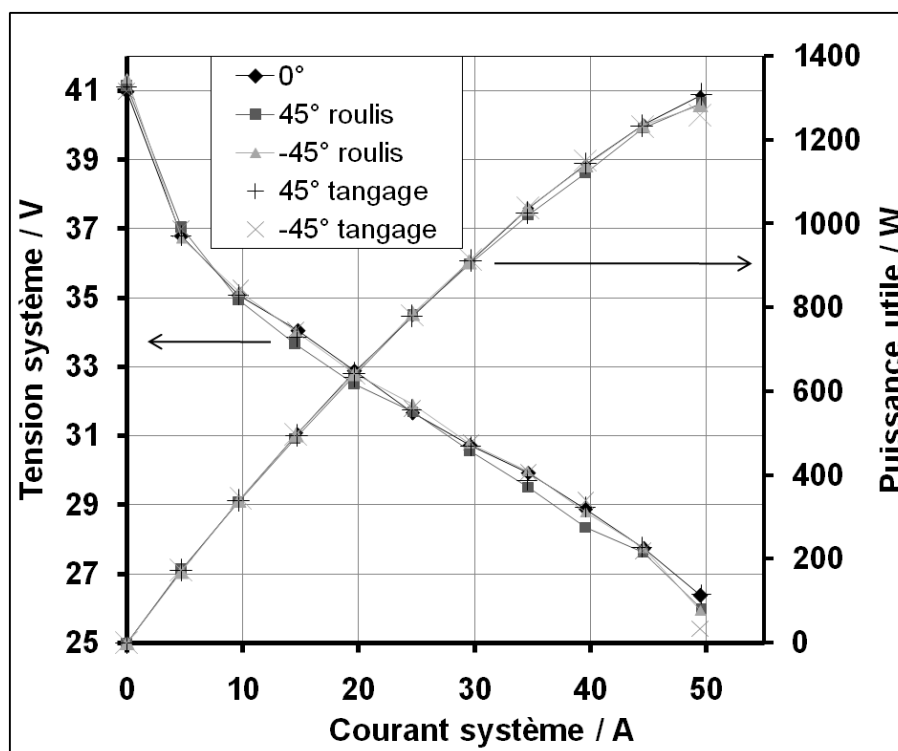


Figure 37 : Courbes de polarisation et puissance du système NEXA Ballard. Losanges : à l'horizontal ; carrés : 45° de roulis ; triangles : -45° de roulis ; + : 45° de tangage ; x : -45° de tangage.

La Figure 37 présente les courbes de polarisation et de puissance obtenues lors des essais en inclinaisons. Par soucis de concision, seuls les cas à l'horizontal, à + et - 45° de roulis et à + et - 45° de tangage sont présentés. Les courbes de polarisations réalisées ne révèlent pas de modification

significative des performances du système lors de son fonctionnement en inclinaisons, et ce pour toutes les inclinaisons étudiées. La variation de puissance mesurée maximale est de 6.3 % à 50 A. On note que le système a fonctionné sans difficulté pendant au moins 180 secondes à $\pm 90^\circ$ de tangage, délivrant une puissance utile de plus de 1 300 W à 50 A.

IV.2.3.2) Courant maximal admissible

On s'intéresse ici à la valeur du courant maximal admissible par la PàC, c'est-à-dire le courant de fonctionnement lorsque l'on impose un fonctionnement à 25 V. Ce point de fonctionnement est extrême pour la PàC, puisque la tension moyenne de cellule est de 0.58 V, ce qui est bien au-delà du point de fonctionnement nominal (0.7 V / cellule, soit 30 V aux bornes du stack, ce qui correspond à un courant d'environ 35 A et une puissance de 1 000 W). Ce type d'essais permet d'évaluer si l'inclinaison du système peut empêcher ou modifier son bon fonctionnement à courants très élevés. Une diminution du courant maximal pourrait être la conséquence d'un mauvais approvisionnement des gaz au cœur de la PàC à cause d'un engorgement d'eau. En effet, à courant maximal, la production d'eau est maximale et les limitations de diffusion des gaz sont importantes.

Le Tableau 4 présente les résultats de courant maximal fourni par la PàC pour les différentes inclinaisons. On note que le courant maximal fourni "normal" est d'environ 52.6 A (valeur à l'horizontal), qu'une variation est mesurée à -45° de tangage avec un courant de 52 A, ainsi que des variations plus importantes à 45° de tangage et à 45° de roulis avec respectivement 53.3 A et 54.5 A. La position inclinée à -45° de tangage place l'évacuation des gaz cathodiques en hauteur par rapport au reste du stack (sur la Figure 36 l'humidificateur et la sortie des gaz sont en position haute). Il se peut que de l'eau s'accumule dans le collecteur de sortie d'air gênant l'évacuation de l'eau contenue dans les cellules situées en bas du stack, comme illustré sur le schéma en Figure 38. Dans cette position, la cathode est située au-dessus de l'anode. En conséquence, l'eau se trouvant dans les canaux est plus favorablement située à la surface de l'AME, ce qui peut gêner l'acheminement des gaz. Au contraire, lorsque le système est incliné à 45° de tangage, l'évacuation de l'eau est favorisée (l'extrémité du collecteur de sortie des gaz cathodiques pointe vers le bas). De plus, aux angles de tangage positifs, la cathode est située sous l'anode. Comme cela a déjà été expliqué, cette position semble plus favorable. En effet, l'eau contenue dans les canaux cathodiques se placerait plus favorablement sur la plaque bipolaire (plutôt que sur l'AME) ce qui ne gênerait pas l'approvisionnement en gaz. Comme mentionné en section II.1.2, la tension est mesurée toutes les trois cellules. Ces mesures peuvent renseigner sur l'état d'engorgement des cellules. Elles sont analysées dans la section suivante.

CHAPITRE 2 : Étude analytique et expérimentale de la navigabilité aérienne des systèmes Pile à Combustible de type Membrane Echangeuse de Protons

	Angle (°)	-45	-30	0	30	45
Courant limite (A)	Tangage	52	52.5	52.6	52.7	53.3
	Roulis	52.7		52.6		54.5

Tableau 4 : Courants maximaux tolérés par le système NEXA Ballard soumis à différentes inclinaisons.

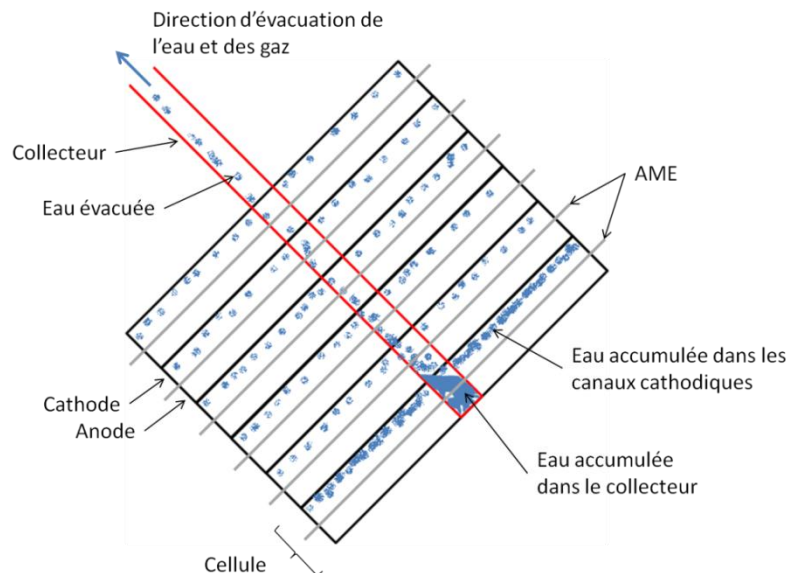


Figure 38 : Schéma de l'hypothétique accumulation d'eau dans le collecteur de sortie des gaz et de l'eau de la cathode, dans le cas où le système est incliné à -45° en tangage.

IV.2.3.3) Fréquence des purges d'hydrogène

La fréquence des purges d'hydrogène est mesurée afin de savoir si le fonctionnement en inclinaison influence ce paramètre. Comme expliqué en section II.1.1, les purges d'hydrogène sont effectuées à chaque fois que la tension de l'une des cellules est inférieure à un certain seuil. Ainsi, la fréquence des purges d'hydrogène peut donner une indication sur la stabilité temporelle de la tension des cellules.

La Figure 39 présente les résultats de mesure de fréquence des purges d'hydrogène lors d'essais de 1 200 secondes à 40 A. La fréquence "normale" des purges d'hydrogène (mesurée à l'horizontale) est d'environ 37.10^{-3} Hz. La variation autour de cette valeur est faible pour les positions inclinées, excepté pour les cas à -30° de tangage (nette augmentation de plus de 20 %) et à 45° de roulis (nette diminution de 16 %). Aucune tendance nette ne se dégage de ces mesures. En effet, on note une augmentation de la fréquence des purges à -30° de tangage, mais aucune modification à -45° de tangage, où l'on aurait pu s'attendre à observer un effet similaire. En ce qui concerne les essais en roulis, davantage d'essais auraient été nécessaires pour pouvoir observer une tendance. Enfin, il est difficile d'interpréter ces résultats puisqu'ils ne sont pas corrélés avec les valeurs de courant maximal présentées précédemment.

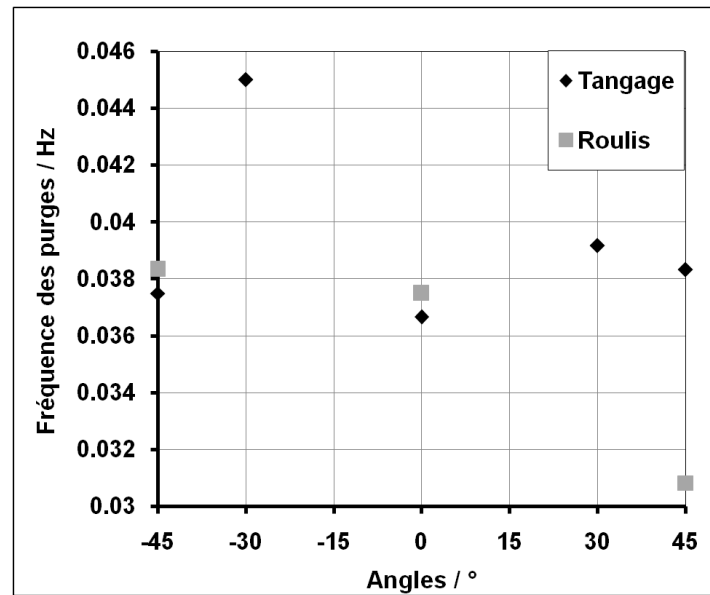


Figure 39 : Fréquences des purges d'hydrogène pour différentes positions inclinées (losanges noirs : tangage ; carrés gris : roulis). Essais de 1 200 secondes à 40 A.

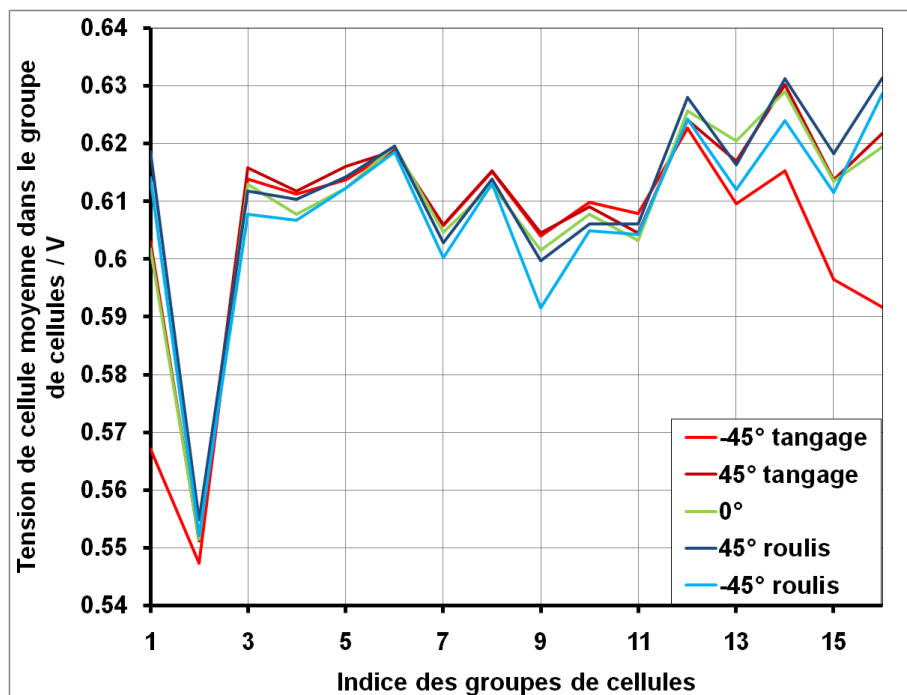


Figure 40 : Tensions moyennes de cellule dans chaque groupe de cellules (tension moyennée sur la durée de l'essai, 1 200 secondes à 40 A).

On s'intéresse ensuite aux tensions mesurées toutes les trois cellules, moyennées sur toute la durée des essais, soit 1 200 secondes. Ainsi, on espère détecter des effets locaux sur la tension des cellules dus aux inclinaisons. Les tensions moyennes de cellule dans chaque groupe de cellules sont présentées en Figure 40.

La Figure 40 montre plusieurs choses intéressantes. Tout d'abord, on note que le groupe de cellules numéro 2 a une tension moyenne de cellule particulièrement faible par rapport aux autres (9 à 12 % plus faible que les autres), et ce pour toutes les positions inclinées expérimentées. Cet effet n'est donc pas dû à l'inclinaison. Il n'est pas rare de constater, dans un stack, une cellule (ou un groupe de cellules) ayant une tension plus faible que les autres.

Deuxièmement, lors de l'essai à -45° de tangage (et uniquement pour cette inclinaison), la tension moyenne de cellule du premier groupe est nettement inférieure à celle des autres groupes et à celle de ce même groupe pour les autres inclinaisons. La diminution de la tension moyenne du groupe numéro 1 lors de l'essai à -45° de tangage est de 6 à 8 % (selon les inclinaisons auxquelles elle est comparée). Cette diminution de la tension moyenne pourrait être due à une sous-hydratation de la membrane.

Enfin, on constate que les tensions moyennes des trois derniers groupes (groupes numéro 14, 15 et 16) diminuent sensiblement lors de l'essai à -45° de tangage. Pour le dernier groupe, cette diminution de tension est d'environ 30 mV, soit 5 %. Cette constatation vient appuyer l'hypothèse d'engorgement des dernières cellules du stack lorsque celui-ci est incliné négativement en tangage.

IV.3. Essais sur le système IMHOTEP Hélion

IV.3.1. Le système IMHOTEP Hélion

Le système IMHOTEP a été développé et assemblé par Hélion, à Aix-en-Provence, dans le cadre du projet APACHE. C'est un système anaérobie (hydrogène / oxygène) qui compte 144 cellules de 130 cm^2 . Le système IMHOTEP a été dimensionné pour produire une puissance nominale de 20 kW à 0.7 V par cellule et à 1.5 A.cm^{-2} .

La température de fonctionnement optimale du système est de 70°C , température maintenue par une régulation en débit du liquide de refroidissement. Les cellules sont refroidies par de l'eau dé-ionisée dont la température en entrée du stack est d'environ 65°C . Lors des essais, l'eau circulant dans le stack est refroidie via un échangeur à plaque par de l'eau de ville.

Les gaz sont issus d'un stockage en bouteilles B 50 fournies par Air Liquide. La pression de stockage initiale est de 200.10^5 Pa . La pression des gaz dans le stack est régulée à 2.10^5 Pa . En ligne après les bouteilles de stockage, se trouvent un détendeur, une électrovanne et un régulateur de pression. Ainsi, la pression des gaz dans le stack est régulée à tout instant et le débit est mesuré. En sortie du stack, chaque gaz circule dans un purgeur qui permet de le séparer de l'eau liquide qu'il contient. En sortie des purgeurs, les gaz sont donc humides (à l'humidité relative du stack) mais ne contiennent pas d'eau liquide. En sortie des purgeurs se trouvent deux lignes de gaz. L'une est une

ligne de purge vers l'évent, dont l'ouverture est commandée par une électrovanne. La seconde ligne en sortie du purgeur permet, grâce à un recirculateur à débit constant, de réinjecter les gaz non consommés par la réaction dans la ligne d'entrée des gaz frais dans le stack. Cette méthode a deux avantages : les gaz non consommés réinjectés réchauffent et humidifient les gaz frais provenant du stockage avant qu'ils n'entrent dans le stack ; la stœchiométrie vue par le stack est augmentée sans pour autant que la stœchiométrie du système ne le soit.

IV.3.2. Montage expérimental

Une table inclinable a été spécialement conçue par Héliion pour réaliser les essais en inclinaisons. Cette table permet des inclinaisons en tangage, en roulis, et en combinant tangage et roulis. Une photographie de la table inclinable est présentée en Figure 41.

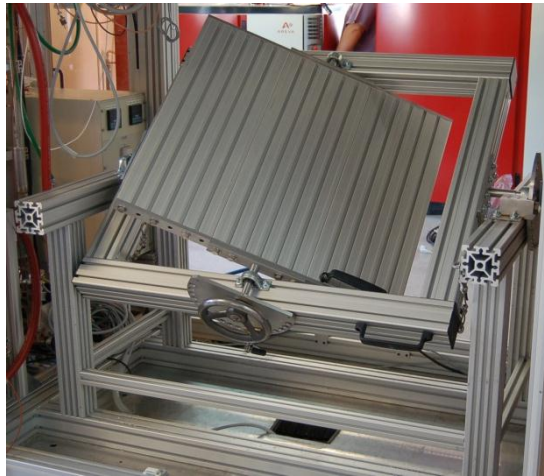


Figure 41 : Table inclinable conçue par Héliion pour les essais en inclinaisons du système IMHOTEP.

Les auxiliaires du système IMHOTEP sont alimentés par le réseau électrique normal durant ces essais. Le stack est connecté à une charge électronique. Cent mesures de tensions sont réparties sur l'ensemble des 144 cellules du stack, mesurant soit la tension d'une cellule, soit la tension de deux cellules. La Figure 42 présente le système IMHOTEP lors de l'essai à 30° de roulis.

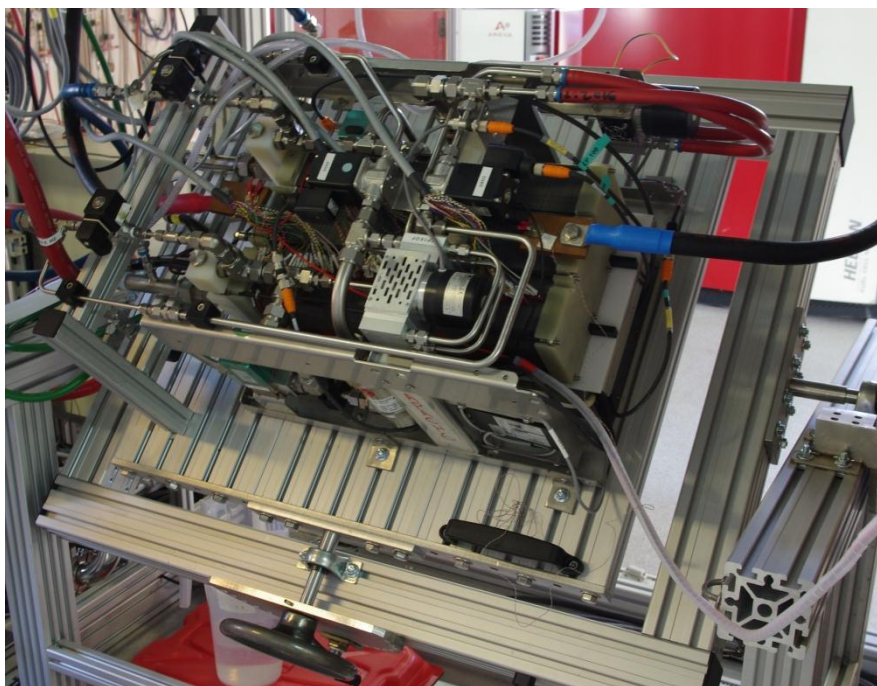


Figure 42 : Photographie du système IMHOTEP lors de l'essai à 30° de roulis.

IV.3.3. Mode opératoire

Les essais réalisés sur le système IMHOTEP en inclinaisons consistent en des bilans d'eau à différentes positions inclinées. Une densité de courant de 1.5 A.cm^{-2} est demandée au système sur une durée de 20 minutes, ce qui correspond au point nominal de fonctionnement, avec une puissance fournie de 20 kW. Pendant ces 20 minutes, l'eau produite par la PàC est recueillie en quatre points différents : les purgeurs hydrogène et oxygène (qui servent à séparer l'eau des gaz non consommés avant de les réinjecter dans le stack) et les sorties de gaz purgés (hydrogène et oxygène) après qu'ils aient été condensés. Ces quatre points étant les seules sorties d'eau possibles, toute l'eau évacuée par la PàC doit y être recueillie. Si la membrane est déjà à son état hydraté lorsque l'essai débute, la totalité de l'eau produite devrait être évacuée et donc recueillie à ces quatre points. La répartition de l'eau recueillie entre les quatre points de récupération est analysée, ainsi que la proportion d'eau récupérée sur l'eau produite. Les essais sont répétés plusieurs fois pour chaque position (2 à 4 fois) et les résultats sont moyennés. Durant ces essais la tension des cellules est également surveillée et analysée.

IV.3.4. Résultats

IV.3.4.1) Bilans d'eau

Les résultats des bilans d'eau sont synthétisés dans le Tableau 5. Ce tableau regroupe les mesures de masse d'eau recueillie aux différents points de sortie et les valeurs adimensionnées correspondantes (adimensionnées par la masse d'eau théoriquement produite lors de la réaction).

Lorsque le système est à l'horizontal, on note que près de 99 % de l'eau théoriquement produite est récupérée. Cette différence avec ce qui est attendu s'explique par les erreurs de mesures sur le courant du stack et sur la masse d'eau recueillie (la mesure de la durée pendant laquelle l'eau est recueillie semble particulièrement fiable devant celle du courant et celle de la masse d'eau). Cependant, pour plus de précision, le courant est mesuré à la pince ampérométrique et sa valeur est de 199 A (pour une consigne à la charge de 195 A). Seul 1 % d'eau est récupéré à l'anode, au niveau du purgeur. Environ 98 % d'eau est donc récupéré à la cathode. A la cathode, 94 % d'eau est récupéré en sortie du purgeur et 4 % est récupéré dans les gaz purgés (après condensation).

Les masses d'eau récupérées aux différents points de sortie varient très peu lors des différents essais en inclinaisons. Les essais en positions inclinées ont duré 20 minutes, ce qui est une durée relativement longue pour de telles positions comparé à la dynamique d'un avion. Il semble donc que ces variations de répartition de l'eau évacuée n'aient aucun effet significatif sur le comportement du système PEMFC. Cependant, une analyse détaillée est proposée ci-après.

Les inclinaisons en tangage n'ont que très peu affecté la répartition de l'eau recueillie. A 20° de tangage, la quantité d'eau récupérée est très proche de la valeur "normale". La répartition entre anode et cathode ne change pas. En revanche, on note qu'à la cathode on récupère moins d'eau dans les gaz purgés et plus d'eau en sortie du purgeur (différence de 2 à 3 %). Ce résultat pourrait signifier que le purgeur cathodique est plus efficace à 20° de tangage.

A -20° de tangage, la quantité totale d'eau recueillie est légèrement plus faible, de 2 %, que la valeur "normale". Il se peut alors que de l'eau s'accumule dans le système dans cette position. Cette différence de 2 % a deux origines : 1 % de moins à l'anode (on ne récupère quasiment pas d'eau à l'anode) et 1 % de moins dans les gaz purgés à la cathode.

Lors des essais en roulis, on note que la répartition de l'eau évacuée évolue plus que lors des inclinaisons en tangage. A 30° de roulis, on note que la quantité totale d'eau évacuée est très proche de la valeur "normale" et la répartition entre cathode et anode ne varie pas sensiblement. Côté cathode, l'eau est quasiment totalement évacuée par le purgeur, les gaz purgés ne contenant quasiment pas d'eau. Cela tend à prouver que le purgeur cathodique est plus efficace dans cette position. Les résultats sont les mêmes à 50° de roulis, confirmant que le purgeur fonctionne mieux lors d'un roulis positif.

A -30° de roulis, les variations ne sont pas significatives. En revanche, à -50° de roulis, on note une diminution de plus de 3 % d'eau recueillie en sortie du purgeur cathodique. La quantité d'eau récupérée dans les gaz purgés à la cathode augmente de plus de 1 %. Enfin, on note que la

CHAPITRE 2 : Étude analytique et expérimentale de la navigabilité aérienne des systèmes Pile à Combustible de type Membrane Echangeuse de Protons

quantité d'eau recueillie en sortie du purgeur anodique est doublée (augmentation de 1 %). Il semble donc qu'à -50° de roulis le purgeur cathodique fonctionne moins bien qu'à l'horizontal et que plus d'eau est évacuée côté anode.

Comme expliqué précédemment, les variations de masse et de répartition de l'eau recueillie sont très faibles. De plus, les erreurs de mesure sont probablement importantes comparées à ces variations. Cependant, il semble que des tendances se dégagent, plus particulièrement lors des inclinaisons en roulis. Lors de ces inclinaisons en roulis, la position des purgeurs est sensiblement modifiée puisque ces derniers sont placés alternativement en point haut ou en point bas. L'analyse des tensions de cellule et de la puissance moyenne du système doit permettre de mettre en évidence d'éventuels effets des inclinaisons sur les performances du système.

Inclinaisons	Angle	Gaz	Sortie	Masse (kg)	Adimensionné (%)
Horizontal	0°	Hydrogène	Purgeur	0.029	0.9
			Gaz purgés	0	0.0
		Oxygène	Purgeur	3.014	94.0
			Gaz purgés	0.123	3.9
		Total		3.167	98.8
Tangage	20°	Hydrogène	Purgeur	0.031	1.0
			Gaz purgés	0	0.0
		Oxygène	Purgeur	3.092	96.4
			Gaz purgés	0.028	0.9
		Total		3.15	98.3
Tangage	-20°	Hydrogène	Purgeur	0.003	0.1
			Gaz purgés	0	0.0
		Oxygène	Purgeur	3.021	94.2
			Gaz purgés	0.075	2.4
		Total		3.1	96.7
Roulis	30°	Hydrogène	Purgeur	0.02	0.6
			Gaz purgés	0	0.0
		Oxygène	Purgeur	3.119	97.3
			Gaz purgés	0.011	0.3
		Total		3.15	98.2
Roulis	50°	Hydrogène	Purgeur	0.037	1.2
			Gaz purgés	0	0.0
		Oxygène	Purgeur	3.114	97.1
			Gaz purgés	0.014	0.4
		Total		3.165	98.7
Roulis	-30°	Hydrogène	Purgeur	0.054	1.7
			Gaz purgés	0	0.0
		Oxygène	Purgeur	2.998	93.5
			Gaz purgés	0.082	2.6
		Total		3.134	97.8
Roulis	-50°	Hydrogène	Purgeur	0.068	2.1
			Gaz purgés	0	0.0
		Oxygène	Purgeur	2.906	90.7
			Gaz purgés	0.15	4.7
		Total		3.125	97.5

Tableau 5 : Synthèse des résultats des bilans d'eau réalisés lors des essais en positions inclinées.
Conditions des essais : Durée 20 minutes ; Densité de courant : 1.5 A.cm^{-2} ; Puissance : 20 kW ;
Température du stack : 70 °C. Valeurs adimensionnées par rapport à la masse d'eau théoriquement produite par la réaction.

IV.3.4.2) Tensions de cellule et puissance moyenne

La Figure 43 présente la tension moyenne de cellule de chaque groupe de cellules. Ces tensions sont obtenues en moyennant les valeurs de tension durant toute la durée de l'essai, c'est-à-dire 20 minutes. Chaque courbe représente donc la répartition de tension dans le stack durant un essai dans une position d'inclinaison donnée. On rappelle que 100 mesures de tension sont réalisées pour les 144 cellules que compte le stack. Certains groupes comptent donc 1 cellule, d'autres en comptent 2.

Comme le montre la Figure 43, la répartition des tensions sur l'ensemble du stack ne varie pas selon les différentes positions inclinées explorées. En effet, les courbes présentées ont toutes la même allure. En revanche, les niveaux de tension des groupes de cellules varient très légèrement selon les différentes positions. Pour un groupe de cellules donné, la variation de tension lors des différents essais est au maximum d'environ 10 mV, pour une tension moyenne de cellule de 0.725 V, soit une variation relative de 1.37 %, ce qui est très faible. Les différentes positions inclinées testées dans cette étude n'ont aucun effet significatif sur la tension des cellules.

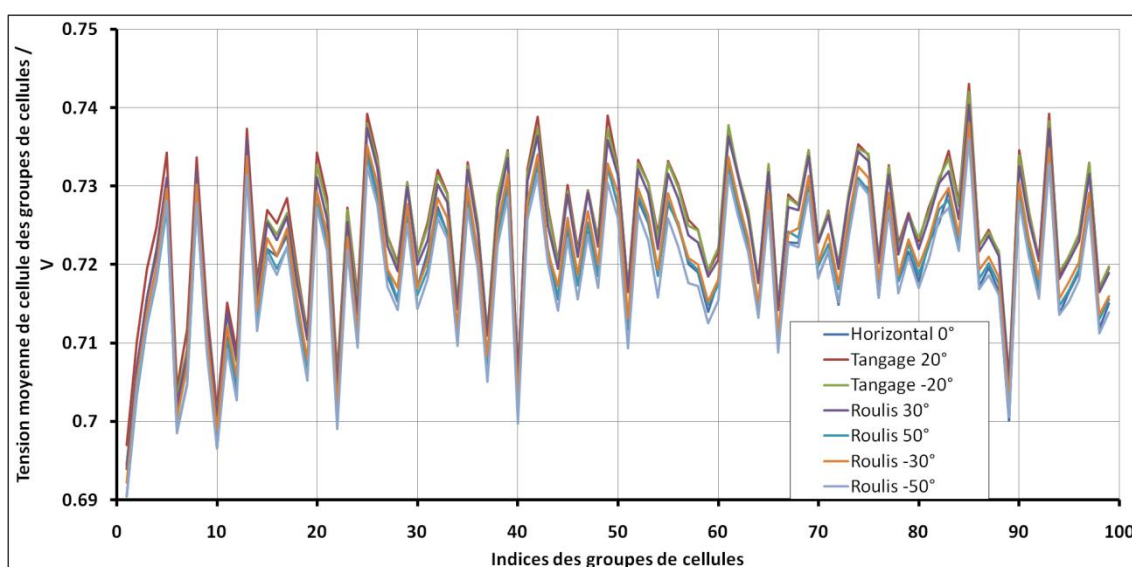


Figure 43 : Tension moyenne de cellule des différents groupes de cellules lors des essais en positions inclinées.

Le Tableau 6 présente les puissances moyennes mesurées durant les 20 minutes de chaque essai en position inclinée. On constate que la puissance moyenne la plus faible est mesurée lors de l'essai de référence à l'horizontal et que la puissance moyenne la plus élevée est mesurée lors de l'essai à 50° de roulis. Cependant, la variation relative maximale de puissance (entre les deux cas cités ci-avant) est de 1.33 %. Cette variation relative est très faible, particulièrement devant les erreurs de

mesure commises durant les essais (mesures de tension et de courant). Les différentes positions inclinées n'ont donc pas d'effet significatif sur la puissance fournie par le système.

Inclinaisons	Angle	Puissances (kW)
Horizontal	0°	20.4
Tangage	20°	20.6
Tangage	-20°	20.6
Roulis	30°	20.5
Roulis	50°	20.6
Roulis	-30°	20.5
Roulis	-50°	20.4

Tableau 6 : Puissances moyenne du système lors des essais en positions inclinées.

IV.4. Conclusion

Cette section conclut les deux campagnes d'essais en inclinaisons réalisées. Deux systèmes ont été expérimentés : le système aérobique NEXA Ballard de 1.2 kW et le système anaérobique IMHOTEP Hélion de 20 kW. Ces deux systèmes sont assez différents l'un de l'autre. En plus du fait qu'ils n'utilisent pas le même oxydant, le premier est refroidi par air alors que le second est refroidi par eau. Enfin, le premier est un système de faible puissance (1.2 kW) alors que le second est de puissance moyenne (20 kW) et plus adapté aux applications embarquée de type propulsion.

De nombreux paramètres ont été mesurés puis analysés afin de déceler tout effet potentiel des inclinaisons sur le comportement des systèmes PàC testés : tensions de cellules, courant maximal admis, courbes de polarisation, fréquence de purge et enfin bilans d'eau.

Concernant le système NEXA Ballard, les courbes de polarisation n'ont révélé aucun effet significatif des positions inclinées sur les performances du système. De légères variations du courant maximal fourni par le stack ont été mises en évidence. L'analyse des tensions de cellule a permis un diagnostic localisé en comparant les tensions moyennes lors des différents essais. Ainsi, à -45° de tangage, on a pu mettre en évidence une chute de tension sur les dernières cellules du stack, probablement due à un phénomène d'engorgement. Cet engorgement n'a néanmoins pas eu de conséquence notable sur les performances du système.

Concernant le système IMHOTEP Hélion, le fonctionnement a demeuré stable et à performance constante au cours de tous les essais réalisés. Les bilans d'eau ont révélé de très légères variations dans la répartition de l'eau évacuée sur les quatre points de sortie (les deux purgeurs et les deux sorties de gaz purgés). Cependant, ces variations sont de l'ordre de quelques pourcents de la masse d'eau théoriquement produite. En conséquence, ces variations sont porteuses d'un niveau d'incertitude non négligeable, du fait des moyens de mesures utilisés pour réaliser ces bilans d'eau. Il semble tout de même que le fonctionnement des purgeurs d'eau soit affecté par les inclinaisons en

roulis. Cet effet n'est pas surprenant puisque les purgeurs utilisent la gravité pour séparer l'eau liquide des gaz.

En somme, sur l'ensemble des essais réalisés, on peut affirmer que les inclinaisons n'ont pas modifié sensiblement le comportement des systèmes PEMFC expérimentés. Il paraît donc tout à fait envisageable d'utiliser de tels systèmes dans des applications de type transport dans le cadre desquelles ils seraient inclinés. Davantage de mesures pourraient être réalisées pour affiner le diagnostic des stacks en inclinaisons, comme par exemple des mesures de spectroscopie d'impédance ou de radiographie rayons X [22,23].

Il est tout de même important de souligner que cette étude a porté sur des essais en positions inclinées statiques. Les systèmes testés n'étaient soumis qu'à l'accélération gravitationnelle terrestre. Lors de l'inclinaison d'un aéronef, ce dernier change de trajectoire. Ce changement de trajectoire (virage) engendre une accélération centripète, dirigée selon l'axe de lacet (Figure 34) et vers l'extérieur du virage effectué (en général, vers le bas de l'avion). La valeur de l'accélération centripète dépend de l'angle d'inclinaison de l'aéronef. Ainsi, en virage (roulis), une inclinaison de 60° engendre une accélération de 2 g (g étant la constante gravitationnelle terrestre), soit environ 20 m.s^{-2} . Si le système PàC est soumis à une accélération centripète grande devant l'accélération gravitationnelle, il se peut que cela ait un impact sur son comportement (eau produite, liquide de refroidissement, etc.). Dans le cadre d'applications aéronautiques de type propulsion d'avions légers dédiés au transport, ce risque est mineur, puisque l'inclinaison en roulis n'excède pas 60° normalement. Il en est de même pour les applications de type APU sur les avions commerciaux. En revanche, dans le cadre de la propulsion d'avions de voltige par exemple, les angles d'inclinaison et accélérations subies par l'aéronef sont plus importants et doivent avoir des effets non négligeables. Il serait intéressant de réaliser des tests de PàC soumis à des accélérations supérieures à celle de la gravité terrestre.

Enfin, on pourrait se demander quel impact peut avoir l'utilisation en positions inclinées de systèmes PEMFC sur leur durée de vie. En effet, si l'inclinaison modifie localement l'état d'hydratation de certains AME, il se peut que ces derniers subissent un vieillissement plus rapide que ceux normalement hydratés. Il serait donc intéressant de comparer l'évolution des performances de stacks identiques inclinés différemment sur une longue période.

V. Conclusion

Il a été proposé dans ce chapitre d'aborder la question de la navigabilité aérienne des systèmes PEMFC. Le terme navigabilité désigne l'aptitude d'un système à fonctionner dans le milieu

aérien ou nautique. Par aptitude à fonctionner, on sous-entend le fait que ledit système doit être capable "d'effectuer sa mission dans des conditions acceptables de sécurité vis à vis des équipages, des personnes et des biens transportés mais également des autres usagers de l'espace aérien ainsi que des biens et des personnes survolées" [24].

La navigabilité a été abordée ici d'un point de vue pragmatique, considérant les effets physiques que peuvent avoir l'évolution en altitude et en inclinaisons sur des systèmes PEMFC.

Concernant l'évolution en altitude, le travail ici présenté a été centré sur les effets de la diminution de pression ambiante. Plusieurs objectifs ont été fixés pour étudier cette thématique. Tout d'abord, on s'est proposé de quantifier la diminution de performances de systèmes PEMFC aérobies avec l'altitude, c'est-à-dire avec la diminution de pression ambiante. Pour remplir cet objectif, des travaux expérimentaux et analytiques ont été entrepris. Les expériences réalisées avaient un objectif double : quantifier les pertes de performances dues à l'altitude jusqu'à 2 200 m, puis servir de référence pour alimenter un modèle analytique. Le modèle analytique, une fois calé grâce aux mesures, devait permettre d'extrapoler le comportement du système PEMFC à plus haute altitude.

Le second objectif de la thématique "altitude et pression ambiante" a été de comparer les technologies aérobie et anaérobie, c'est-à-dire de comparer les systèmes utilisant l'oxygène de l'air ambiant avec les systèmes utilisant de l'oxygène pur embarqué. Cette étude s'est basée sur deux systèmes précis : Bahia et IMHOTEP, tous deux conçus par Héliion. Pour comparer ces deux systèmes, leurs performances ont été extrapolées dans les conditions aéronautiques réelles, répondant à un cahier des charges précis (celui du projet APACHE) et suivant plusieurs profils de vol. Les critères de comparaison les plus déterminants dans le cas d'applications aéronautiques ont été pris en compte, à savoir la masse et le volume des systèmes.

Concernant l'évolution en inclinaisons de systèmes PEMFC, l'objectif était de réaliser des expériences reproduisant les positions inclinées rencontrées en aéronautique. Deux systèmes PEMFC ont été testés dans diverses positions inclinées, le système NEXA Ballard et le système IMHOTEP Héliion. En mesurant des paramètres clés, les effets des inclinaisons ont pu être analysés de façon qualitative et quantitative.

Les travaux présentés dans ce chapitre sont encourageants vis-à-vis d'un futur développement de la filière PàC pour des applications aéronautiques. Cette conclusion n'est pas en soit une nouveauté puisque plusieurs études et démonstrations (cités dans ce chapitre) ont déjà montré le potentiel certain des PàC pour ces applications. L'apport de ce travail se trouve dans

l'identification des verrous techniques propres au domaine d'application, dans la recherche des solutions existantes pour y remédier et dans l'évaluation des solutions proposées.

Il a été mis en évidence que les systèmes PEMFC aérobies souffrent de la diminution de pression ambiante et que leurs performances diminuent en altitude. Cependant, cet effet n'est pas rédhibitoire pour de faibles altitudes. Des solutions permettent de limiter la diminution des performances en altitude. Par exemple, une stœchiométrie cathodique élevée permet de limiter cet effet. Par ailleurs, il est envisageable d'utiliser des compresseurs d'air particulièrement adaptés aux besoins liés à l'aéronautique (taux de compression et débit élevés, consommation, poids et volume raisonnables).

La comparaison entre systèmes aérobie et anaérobie a démontré l'existence d'un créneau d'application réel pour les systèmes anaérobies. Contrairement aux idées reçues, l'emport d'oxygène pur n'est pas toujours synonyme de masse et de volume supérieurs par rapport à un système aérobie. Selon la durée et l'altitude de croisière des vols, un système anaérobie peut se révéler plus léger et plus compact qu'un système aérobie. Cela s'explique par une densité de puissance massique et une densité de puissance volumique supérieures à celles des systèmes aérobies, ce qui compense l'emport d'un réservoir additionnel, dans une certaine mesure. Outre les aspects qualitatifs de masse et de volume, les systèmes anaérobies ont d'autres avantages, d'aspect qualitatif, tels que l'insensibilité aux polluants de l'air, une complexité réduite grâce à un moins grand nombre d'auxiliaires et une probable meilleure fiabilité du fait de l'absence de pièces tournantes.

L'étude de sensibilité aux inclinaisons, réalisée sur deux systèmes PEMFC différents, a montré que ces derniers ne sont pas significativement affectés. Les performances sont demeurées inchangées dans toutes les positions inclinées testées. Cependant, il paraît important de tester tout système avant de l'intégrer dans un aéronef, la sensibilité aux inclinaisons pouvant être fortement dépendante de la conception du stack et du système. Par ailleurs, l'étude proposée ne tient pas compte des effets d'accélération centripètes inhérents aux changements de trajectoire. Il serait intéressant de réaliser des essais de système PEMFC soumis à des accélérations non négligeables devant l'accélération terrestre.

La navigabilité aérienne regroupe plusieurs aspects, dont l'évolution en altitude et en inclinaisons variables qui ont été abordés ici. Parmi les sujets qui n'ont pas été abordés ici, on peut citer la sensibilité aux vibrations et aux températures fortement négatives, ou encore celui de l'entretien des systèmes, le diagnostic de leur fonctionnement ou encore les modes de défaillance.

Bibliographie CHAPITRE 2

- [1] Dr. J. Kallo, P. Schumann, C. Graf, Prof. K.A. Friedrich, in:; Fuel Cell Seminar, Phoenix, http://www.fuelcellseminar.com/assets/pdf/2008/wednesdayPM/DEM33-6_JKallo.ppt.pdf, 2008.
- [2] M. Prasanna, H. Y. Ha, E. A. Cho, S. -A. Hong, I. -H. Oh, *Journal of Power Sources* 137 (2004) 1–8.
- [3] W. Yuan, Y. Tang, M. Pan, Z. Li, B. Tang, *Renewable Energy* 35 (2010) 656–666.
- [4] Chang Vernon, Gallman John, *Journal of Aerospace* 113 (2004) 1943–1957.
- [5] T. Hordé, P. Achard, R. Metkemeijer, *International Journal of Hydrogen Energy* 37 (2012) 10818–10829.
- [6] J.C. Amphlett, R.M. Baumert, R.F. Mann, B.A. Peppley, P.R. Roberge, T.J. Harris, *Journal of the Electrochemical Society* 142 (1995) 1–8.
- [7] M. Tekin, D. Hissel, M.-C. Pera, J.-M. Kauffmann, *Journal of Power Sources* 156 (2006) 57–63.
- [8] R.C. Weast, *Handbook of Chemistry and Physics*, 66th ed., CRC Press, 1985.
- [9] B. Blunier, A. Miraoui, *Journal of Fuel Cell Science and Technology* 7 (2010) 041007.
- [10] K. Haraldsson, P. Alvfors, *Journal of Power Sources* 145 (2005) 298–306.
- [11] B. Sun, D. Zhang, F. Liu, *International Journal of Hydrogen Energy* (n.d.).
- [12] J. Zheng, X. Liu, P. Xu, P. Liu, Y. Zhao, J. Yang, *International Journal of Hydrogen Energy* 37 (2012) 1048–1057.
- [13] E. Tzimas, C. Filiou, S.D. Peteves, J.-B. Veyret, *Hydrogen Storage: State-Of-The-Art And Future Perspective*, 92-894-6950-1, <http://publications.jrc.ec.europa.eu/repository/bitstream/111111111/6013/1/EUR%2020995%20EN.pdf>, 2003.
- [14] É. Freund, P. Lucchese, *L'hydrogène, Carburant De L'après-pétrole ?*, Éditions TECHNIP, IFP Énergies Nouvelles Publications, 2012.
- [15] R. Cruz, J. Paul-Joseph, D. Raffort-Deruttet, E. Roggemans, T. Hordé, P. Achard, *Projet APACHE : Rapport D'avancement à T0 + 20 Mois*, 2010.
- [16] R. Mohtadi, W. -k. Lee, J.W. Van Zee, *Journal of Power Sources* 138 (2004) 216–225.
- [17] F. Jing, M. Hou, W. Shi, J. Fu, H. Yu, P. Ming, B. Yi, *Journal of Power Sources* 166 (2007) 172–176.
- [18] Y. Nagahara, S. Sugawara, K. Shinohara, *Journal of Power Sources* 182 (2008) 422–428.
- [19] Contact@lavionnaire.fr, L'avionnaire, <http://www.lavionnaire.fr/StructGouvernes.php> (2010).

- [20] S. Chen, Y. Wu, *International Journal of Hydrogen Energy* 35 (2010) 2888–2893.
- [21] N. Lapeña-Rey, J. Mosquera, E. Bataller, F. Ortí, C. Dudfield, A. Orsillo, *Journal of Power Sources* 181 (2008) 353–362.
- [22] S. Wasterlain, D. Candusso, F. Harel, D. Hissel, X. François, *Journal of Power Sources* 196 (2011) 5325–5333.
- [23] P. Deevanhxay, T. Sasabe, S. Tsushima, S. Hirai, *Electrochemistry Communications* 22 (2012) 33–36.
- [24] Ministère de la Défense, Armée De L’air, [Http://www.defense.gouv.fr/air/defis/navigabilite/la-navigabilite](http://www.defense.gouv.fr/air/defis/navigabilite/la-navigabilite) (n.d.).

Chapitre 3

Table des matières CHAPITRE 3 : Essais expérimentaux d'un système hybride direct

Table des figures CHAPITRE 3.....	125
CHAPITRE 3 : Essais expérimentaux d'un système hybride direct	127
I. Introduction.....	127
II. Démarche et objectifs	128
III. Hybridation directe : Banc 4UCLION	128
III.1. Architecture d'hybridation directe	129
III.1.1. Concept de l'hybridation directe.....	129
III.1.2. Choix du type et du modèle de batterie Li-Ion.....	130
III.2. Essais expérimentaux : Batteries Li-Ion	132
III.2.1. Caractérisation d'un élément de batterie Li-Ion	132
III.2.1.1) Montage expérimental et mode opératoire	132
III.2.1.2) Courbes de décharge	133
III.2.1.3) Courbe de recharge.....	136
III.2.1.4) Décharges pulsées.....	137
III.2.1.5) Cycles de décharge.....	138
III.2.2. Essais sur un pack comportant 5 éléments Li-ion	139
III.2.2.1) Montage expérimental et mode opératoire	139
III.2.2.2) Courbe de décharge du pack 5 éléments Li-Ion.....	140
III.3. Essais expérimentaux : Système hybride direct	142
III.3.1. Montage expérimental et mode opératoire	142
III.3.1.1) Montage expérimental.....	142
III.3.1.2) Mode opératoire	143
III.3.2. Profil de vol avec croisière à 2 500 m.....	144
III.3.3. Profil de vol décollages multiples.....	149
III.3.4. Temps de réponse	154
III.3.5. Intégration : masse et volume.....	155
IV. Conclusion	155
Bibliographie CHAPITRE 3.....	157

Table des figures CHAPITRE 3

Figure 1 : Schéma de principe de l'hybridation directe d'une PàC et d'une batterie lithium reliées à une charge électrique.....	130
Figure 2 : Courbes de décharge de l'élément de référence à 1, 2, 5, 10, 15, 20 et 40 A.	134
Figure 3 : Évolution de la capacité maximale en fonction du courant de décharge.	135
Figure 4 : Température de l'élément lors des décharges à 1, 2, 5, 10, 15, 20 et 40 A.	135
Figure 5 : Courbes de polarisation pour différents états de charge.	136
Figure 6 : Courbe de recharge de l'élément de référence en mode CC / CV à 5 A / 4.2 V.....	136
Figure 7 : a) : Courbe de décharge pulsée à 1 A avec relaxation tous les 5 % de SOC ; b) : Détail de la courbe de décharge pulsée.	137
Figure 8 : a) : Décharge selon un cycle de courant (30 s à 0 A, 30 s à 1 A, 30 s à 5 A, 30 s à 0 A, 30 s à 10 et 30 s à 20 A) ; b) : Détail de la courbe de décharge en cycle.....	139
Figure 9 : a) : Courbes de décharge à 10 A des 5 éléments du pack batteries lithium et du pack normalisé (tension divisée par 5) ; b) : Détail	140
Figure 10 : Comparaison entre les courbes de décharge de l'élément de référence (vert) et du pack normalisé (bleue) à 10 A.	141
Figure 11 : Schéma du montage expérimental d'hybridation directe. $R_{pàC}$ et R_{bat} sont des relais statiques commandés ; les lignes vertes représentent les voies de mesures et de commandes.....	142
Figure 12 : Profil de puissance à échelle réduite 1:22 du vol avec croisière à 2 500 m.....	144
Figure 13 : Courants (en haut), tensions (au milieu) et état de charge (SoC en bas) lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol avec croisière à 2 500 m.	145
Figure 14 : Détails des courants (en haut), tensions (au milieu) et état de charge (SoC en bas) lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol avec croisière à 2 500 m, phase de décollage et montée initiale.....	147
Figure 15 : Températures ambiante et des cinq éléments de batteries lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol avec croisière à 2 500 m.....	148
Figure 16 : Profil de puissance demandée au système hybride direct lors de l'essai selon le profil de vol « décollages multiples ».	149
Figure 17 : Courants (en haut), tensions (au milieu) et état de charge (SoC en bas) lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol « décollages multiples ».....	150
Figure 18 : Courants (en haut) et tensions (en bas) lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol « décollages multiples », détail des trois premiers tours de piste.	152

Figure 19 : Tensions des 5 éléments de batteries Li-Ion lors de l'essai selon le profil de décollages multiples.....	153
Figure 20 : Températures des 5 éléments de batteries Li-Ion lors de l'essai selon le profil de décollages multiples.....	153
Figure 21 : Tensions des batteries Li-Ion et de la PàC lors d'un appel de puissance de 200 W à 1818 W (puissance décollage).	154

CHAPITRE 3 : Essais expérimentaux d'un système hybride direct

I. Introduction

Ce chapitre est dédié à la présentation des essais expérimentaux qui ont été menés dans le cadre de l'hybridation d'un système PEMFC avec des batteries Li-Ion. Comme expliqué dans le chapitre 1, on s'intéresse ici à l'hybridation directe (sans convertisseur) d'une PàC et d'un pack de batteries Li-Ion.

L'évolution du projet APACHE a connu plusieurs difficultés technico-financières. En particulier, le retrait d'un des partenaires qui avait en charge l'approvisionnement des batteries Lithium a conduit à l'impossibilité de réaliser un système hybride à l'échelle 1:1 comme cela était initialement prévu. En conséquence et en compensation, il a été décidé de réaliser une étude sur les modes d'hybridation capables de répondre au cahier des charges du projet APACHE. Le système PàC hybridé ne pouvant être réalisé à échelle 1:1, il a été décidé de réaliser deux bancs expérimentaux à échelle réduite 1:22 : un banc d'hybridation indirecte, représentatif du système initialement prévu pour propulser les porteurs et un second banc, d'hybridation directe, permettant d'expérimenter un concept innovant et original qui n'avait pas été envisagé initialement pour le projet APACHE. L'échelle réduite 1:22 est une décision qui repose sur le choix d'utiliser le système PEMFC Bahia Hélion de 1 kW et sur des pré-dimensionnements qui seront présentés dans le chapitre 4. Ne disposant pas de système PEMFC anaérobie de faible puissance et comparable au système IMHOTEP, il est apparu judicieux de recourir au système aérobie Bahia. En effet, cette option présentait deux avantages : des mesures avaient déjà été réalisées sur ce système et deux de ces systèmes sont disponibles puisque le CEP Sophia Antipolis en possède un ainsi que Hélion à Aix-en-Provence. Ainsi, il était possible de réaliser les deux bancs expérimentaux d'hybridation indirecte et directe en parallèle.

Les deux systèmes hybrides expérimentés ont donc une base commune qui est le système PàC Bahia Hélion. Ce système ainsi que des mesures ont déjà été présentés dans le chapitre 2. Les deux systèmes hybrides n'ont en revanche pas les mêmes batteries Li-Ion. Les caractéristiques recherchées pour les batteries Li-Ion ne sont pas les mêmes pour les deux types d'hybridation. La réponse en tension varie suivant le type précis de batterie Lithium (batteries Spinel au LiMn_2O_4 , ou batteries ferro-phosphate au LiFePO_4) et cet aspect doit être pris en compte dans la conception du système hybride. Dans les travaux présentés ici, seule l'hybridation directe est abordée. Les

rebondissements tardifs du projet APACHE n'ont laissé que très peu de temps pour la réalisation des bancs d'hybridation directe et indirecte vis-à-vis des échéances liées au rendu du présent rapport de thèse. En conséquence, le banc d'hybridation indirecte n'a pas pu être exploité dans les délais impartis.

II. Démarche et objectifs

Pour les deux bancs d'hybridation, des essais sont préalablement réalisés sur les batteries. Ces essais ont pour objectif de caractériser les batteries et de servir de base de données pour caler le modèle numérique de batterie qui sera présenté au chapitre 4. Ce modèle numérique est le même pour les deux types de batteries qui seront utilisés. Il fait appel à un jeu de paramètres (résistances, capacités et tension de circuit ouvert) propre à chaque modèle de batterie qui est déterminé par identification aux mesures. Ainsi, grâce à un seul modèle numérique, il est possible de simuler le comportement des deux packs de batteries Li-Ion utilisés pour les expériences. Par ailleurs, un modèle numérique de PàC (qui a déjà été succinctement présenté au chapitre 2 et qui sera présenté en détails au chapitre 4), calé sur des mesures, permet de simuler le comportement du système Bahia.

Grâce au modèle de batteries et au modèle de PàC, un modèle numérique du système hybride direct est réalisé (chapitre 4). Ce modèle numérique de système PàC hybride est alors utilisé afin de dimensionner finement le banc d'essais d'hybridation directe. En effet, il est important de déterminer précisément le nombre d'éléments de batterie lithium à coupler. Le modèle permet également de définir la puissance maximale du système hybride et donc l'échelle de réduction par rapport au système initialement prévu dans le projet APACHE. Les réponses du système hybride direct à des profils de vol types sont simulées.

Une fois que les paramètres clés du banc d'hybridation direct sont déterminés, ledit banc est réalisé. On applique expérimentalement le même profil de puissance qui a été préalablement simulé numériquement. Les résultats expérimentaux sont ensuite comparés aux résultats obtenus numériquement. Les différences entre résultats expérimentaux et numériques sont analysées, interprétées et le modèle numérique est modifié afin d'améliorer la correspondance avec les mesures expérimentales.

III. Hybridation directe : Banc 4UCLION

Cette section est consacrée au banc d'hybridation directe PàC - batteries lithium. Tout d'abord, le concept d'hybridation directe sera introduit, puis le choix du type de batteries lithium sera expliqué en considérant les contraintes liées à ce mode d'hybridation. Ensuite, les essais

expérimentaux menés sur un élément de référence puis sur le pack batteries seront présentés. Enfin, les expérimentations réalisées sur le banc d'hybridation directe seront décrites et les résultats analysés.

III.1. Architecture d'hybridation directe

III.1.1. Concept de l'hybridation directe

Le concept d'hybridation directe commence à émerger et fait l'objet de recherches par divers organismes. Les premières recherches portent sur l'hybridation directe de PàC avec des super condensateurs [1–6]. Il semble que d'autres recherches soient consacrées à l'hybridation de PàC avec des batteries au lithium (DLR [7]) pour des applications de transport et notamment pour le secteur aérien. Cependant, aucun article de journal scientifique n'est disponible sur cette thématique d'hybridation directe PàC - batteries lithium à l'heure actuelle. Le fait que des travaux de recherche soient menés sur cette thématique, associé à la difficulté de trouver des publications est un signe que l'hybridation directe PàC - batteries lithium est un sujet porteur et novateur dans le domaine du transport électrique.

Comme cela a été expliqué, le concept d'hybridation directe repose sur le fait de ne pas utiliser d'étage de conversion entre la PàC et le pack de batteries lithium. L'objectif est de diminuer le nombre d'éléments du système, sa masse, son volume ainsi que son coût et d'augmenter son rendement.

La PàC et le pack de batteries lithium sont connectés en parallèle et reliés à la charge (ou à l'utilisateur) comme présenté en Figure 1. Les lois de Kirshhoff impliquent les égalités suivantes :

$$U_{PàC} = U_{bat} = U_{charge}$$

$$I_{PàC} + I_{bat} = I_{charge}$$

A tout moment, la tension de la PàC et de la batterie Li-Ion sont égales entre elles et à la tension de la charge. Par ailleurs, le courant reçu par la charge est la somme des courants délivrés par la PàC et la batterie Li-Ion. Le couple tension - courant de chaque élément est a priori inconnu et chaque source réagit naturellement à l'appel de la charge qui leur impose une puissance à fournir. Il faut donc que le couple PàC et batterie Li-Ion soit "compatible", c'est-à-dire que ces deux sources doivent produire une même plage de tension et délivrer des courants proches afin qu'elles se partagent équitablement la puissance demandée par la charge.

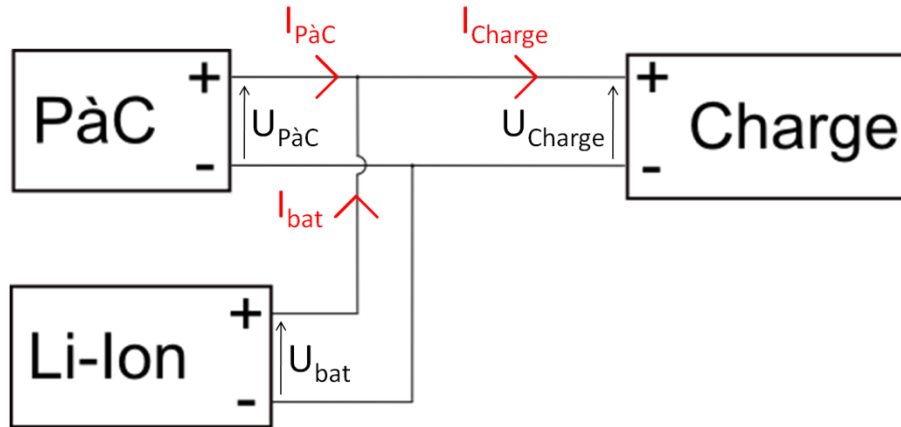


Figure 1 : Schéma de principe de l'hybridation directe d'une PàC et d'une batterie lithium reliées à une charge électrique.

III.1.2. Choix du type et du modèle de batterie Li-Ion

Comme expliqué dans le chapitre 1, il existe plusieurs types de batteries au lithium qui se différencient notamment par les matériaux d'électrodes et d'électrolytes. La plage de tension de fonctionnement varie légèrement d'un type à un autre et est d'environ 2.5 à 4.1 V. Les paramètres qui varient le plus en fonction des différents types de batteries au lithium sont la résistance interne et l'évolution de l'OCV (tension de circuit ouvert) en fonction de l'état de charge. Ces paramètres influent directement sur la courbe de polarisation de la batterie. En première approximation, on peut décrire la polarisation de la batterie de la façon suivante :

$$U_{bat} = U_{OC}(SOC) - R_{int}I_{bat}$$

où $U_{OC}(SOC)$ est la tension de circuit ouvert (OCV) de la batterie à un état de charge (SOC pour State Of Charge) donné, R_{int} est la résistance interne de la batterie et I_{bat} le courant qui lui est demandé. La courbe de polarisation de la batterie dépend donc en général de son SOC. Dans le cadre de l'hybridation directe, il faut employer un type de batterie dont la courbe de polarisation soit complémentaire à celle de la PàC. En somme, il faut que les deux sources aient une variation relative de tension la plus proche possible et des courants de fonctionnement suffisamment proches. Une cellule de PàC a une plage de tension de 0.5 V à 1 V (voire 0.95 V) en OCV, soit une variation relative de tension de 50 à 100 %. Cependant, la tension nominale de fonctionnement est en général de l'ordre de 0.65 V à 0.7 V, soit une variation relative de tension de 65 ou 70 % à 100 %.

Le marché actuel des batteries au lithium est largement occupé par les batteries au ferrophosphate LiFePO_4 ou utilisant du phosphate comme matériau de cathode. Le principal intérêt de ce matériau est qu'il réduit considérablement la résistance interne des batteries, offrant des courbes de

décharges très plates (tension de batterie constante de 80 à 20 % SOC) et des courbes de polarisations avec des pentes très faibles.

Les batteries lithium dites "Spinel batteries" utilisent comme matériau de cathode de l'oxyde de manganèse sous la forme LiMn_2O_4 . Les batteries Spinel sont à l'heure actuel parmi les plus utilisées dans les applications automobiles électriques et hybrides [8,9]. L'utilisation du LiMn_2O_4 présente plusieurs avantages : ce matériau est peu coûteux, il est plus disponible que la plupart des autres matériaux utilisés et il est nettement moins toxique [8,10,11]. Cependant, il souffre d'un désavantage : sa durée de vie. En effet, le dioxyde de manganèse se dissout à mesure que des cycles de charge / décharge sont réalisés, ce qui diminue la capacité de la batterie. Dans le cadre de notre application d'hybridation directe ce type de batterie lithium présente un intérêt certain : une courbe de polarisation relativement compatible avec celle des PàC.

La capacité recherchée est liée au profil de puissance que nous souhaitons imposer au pack de batteries. On rappelle que le système développé pour le banc d'hybridation directe est à échelle 1:20 environ. Le profil de puissance demandé aux batteries comporte un pic de 30 s à 1000 W puis un palier de 600 s à 300 W. La capacité des éléments de batteries à coupler dépend de la tension moyenne des éléments et du nombre d'éléments. Si on considère une tension moyenne de 3.6 V, il faut une capacité comprise entre 2.7 et 3.3 Ah selon que le pack soit constitué de 5 ou 6 éléments. Afin que le système énergétique permette plusieurs décollages ou bien une remise de gaz en cas d'atterrissage manqué ou encore pour avoir une réserve d'énergie en cas de panne de la PàC, la capacité réellement installée doit être nettement supérieure à la capacité minimum de 3.3 Ah. On décide donc d'appliquer un facteur 3 à cette capacité minimum et de rechercher un produit dont la capacité est d'environ 10 Ah. Par ailleurs, l'utilisation de batteries à plus grande capacité permet de leur demander un courant plus important sans risquer de les surcharger.

Un pack de batteries pour vélo électrique d'une capacité de 10.5 Ah et comptant 7 éléments au LiMn_2O_4 est acquis. L'objectif est de récupérer les éléments de ce pack et d'en retirer le BMS (Battery Management System) afin d'avoir un contrôle total sur les éléments. Un des éléments du pack est déconnecté des autres afin de l'utiliser comme élément de caractérisation. Les spécifications du pack sont résumées dans le Tableau 1.

Type	LiMn ₂ O ₄
Capacité nominale (Ah)	10.5
Tension nominale (V)	24
Tension de fin de décharge (V)	17.5
Tension de fin de charge (V)	29.4
Courant de décharge nominal (A)	12
Courant maximum instantané de décharge (A)	120
Courant maximum continu de décharge (A)	18
Courant de charge standard (A)	12
Température de décharge (°C)	-20 à 50
Masse d'un élément (g)	290
Dimensions (mm)	7 x 67 x 270

Tableau 1 : Spécifications du pack de 7 éléments de batteries lithium utilisé pour la réalisation du banc d'hybridation directe.

III.2. Essais expérimentaux : Batteries Li-Ion

III.2.1. Caractérisation d'un élément de batterie Li-Ion

Un des éléments du pack de batteries lithium est prélevé afin de réaliser des essais de caractérisation. Ainsi, seul un élément est utilisé avant que le banc ne soit réalisé et les performances des autres éléments sont conservées (pas d'effet de vieillissement dû aux cycles réalisés pour les essais de caractérisation). Les essais de caractérisation ont pour objectif de déterminer les propriétés de polarisation (courbe U-I, capacité, courant de décharge maximal, évolution de la température pour les forts courants de décharge) des batteries et de permettre le calage du modèle numérique qui est présenté au chapitre 4.

III.2.1.1) Montage expérimental et mode opératoire

La décharge de l'élément de batterie est réalisée grâce à une charge électronique Chroma 63101, DC Electronic Load. La charge est commandée en courant par ordinateur grâce à une liaison RS 232. Les mesures de tension, courant et températures (ambiante et élément de batterie) sont réalisées grâce à une boîte d'acquisition Agilent 34970 A. Les mesures sont réalisées à une fréquence de 1 Hz. Le programme de pilotage, spécifiquement développé sous VEE Pro, arrête automatiquement la décharge lorsque la tension de l'élément atteint 2.5 V.

Le même programme permet de réaliser des décharges pulsées et des cycles de décharge. Le mode de décharge pulsée impose un courant (choisi par l'opérateur) jusqu'à ce que l'état de charge ait diminué de 5 %. Alors, la décharge est arrêtée le temps que la tension relaxe. Après 1 200

secondes de relaxation, la décharge reprend, jusqu'au palier suivant, après que le SOC ait diminué de 5 %. La décharge est arrêtée lorsque la tension de l'élément atteint 2.5 V. Cette méthode permet de déterminer l'évolution de l'OCV en fonction du SOC ainsi que les autres paramètres nécessaires pour le calage du modèle numérique. La méthode de détermination de tous les paramètres du modèle grâce aux mesures de décharges pulsées sera présentée au chapitre 4. En ce qui concerne les mesures de décharge en cycles, l'opérateur définit un cycle de courant dans un fichier au format ".csv". Le programme répète ensuite ce cycle jusqu'à ce que la tension atteigne 2.5 V.

La recharge de l'élément est assurée par une source électrique commandée en courant ou en tension ITECH IT 6121, DC Source Meter. L'opérateur détermine un courant de charge (ici 5 A) et une tension de charge maximale (4.2 V). La source électrique réalise une charge de type CC / CV pour "Constant Current / Constant Voltage", ou courant constant / tension constante. La source impose le courant choisi jusqu'à ce que la tension de l'élément atteigne la tension de consigne. Alors, la source régule le courant de manière à maintenir la tension de consigne. On considère l'élément totalement chargé lorsque le courant de charge devient inférieur à 50 mA. Une charge dure environ 4 à 5 heures.

III.2.1.2) Courbes de décharge

Des courbes de décharge sont réalisées afin de déterminer la capacité réelle de l'élément de batterie, la variation de la capacité en fonction du courant de décharge et afin de réaliser des courbes de polarisation (courant - tension) pour différents SOC. Par ailleurs, ces courbes de décharge permettront la comparaison avec le modèle numérique. La Figure 2 présente les courbes de décharge réalisées sur l'élément de référence du pack à 1, 2, 5, 10, 15, 20 et 40 A. Ces courbes présentent la tension en fonction de la profondeur de décharge (DOD pour Depth Of Discharge, $DOD = 1 - SOC$). Tout d'abord, on note une similitude évidente entre les courbes de décharge pour les courants jusqu'à 20A. La pente de la partie linéaire des courbes est la même quel que soit le courant de décharge et la capacité maximale varie peu.

Pour un courant de décharge de 40 A, on note une décharge irrégulière, sans partie linéaire ainsi qu'une capacité maximale réduite. La Figure 3 présente l'évolution de la capacité maximale (en % de la capacité constructeur, 10.5 Ah) en fonction du courant de décharge. On remarque que de 1 à 20 A la capacité diminue linéairement, passant de 97.5 % à 95.3 %. Pour un courant de décharge de 40 A, la capacité maximale diminue sensiblement à 85.6%.

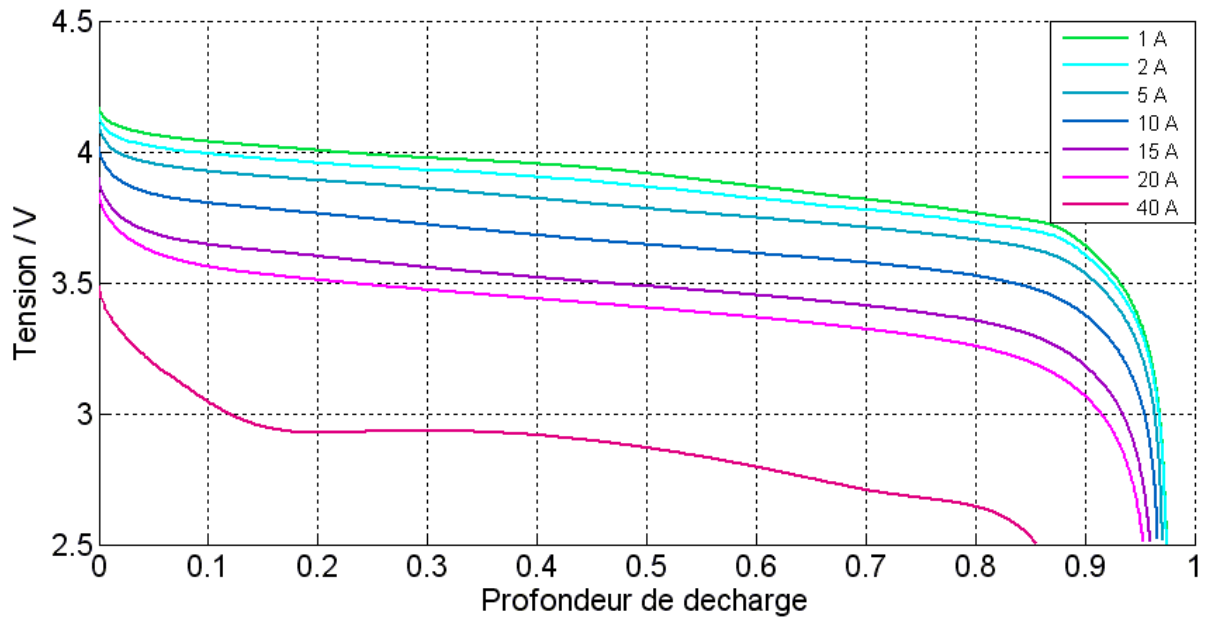


Figure 2 : Courbes de décharge de l'élément de référence à 1, 2, 5, 10, 15, 20 et 40 A.

L'allure irrégulière de la courbe de décharge à 40 A, avec une légère augmentation de la tension à environ 30 % de DOD, est due à une montée en température de l'élément lors de l'essai. Cette augmentation de température est majoritairement due à l'effet Joule dans l'élément ainsi qu'à la production de chaleur liée aux réactions électrochimiques [12,13]. La Figure 4 présente l'évolution de la température de l'élément lors des décharges en fonction du DOD. Lors de la décharge à 1 A la température demeure constante tout au long de la décharge, moyennant des oscillations très régulières. Ces oscillations sont dues à la régulation thermique de la pièce dans laquelle les essais ont été réalisés (climatisation dont la température de consigne était réglée à 21 °C). On note que plus le courant de décharge est important, plus la pente de la courbe de température est importante. Lors de l'essai à 40 A, l'élévation de la température de l'élément modifie la cinétique de réaction ainsi que les propriétés de conductivité électrique de l'électrolyte [12] ce qui explique le palier de tension dans la courbe de décharge entre 15 et 40 % de DOD.

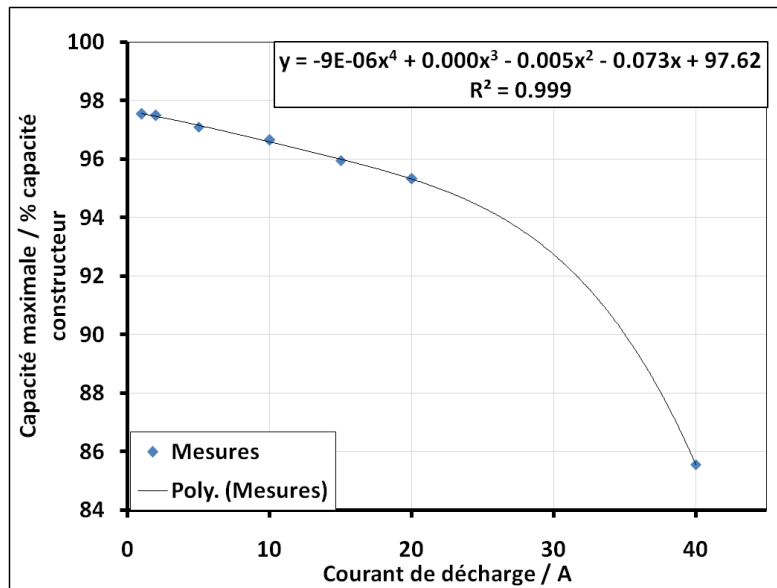


Figure 3 : Évolution de la capacité maximale en fonction du courant de décharge.

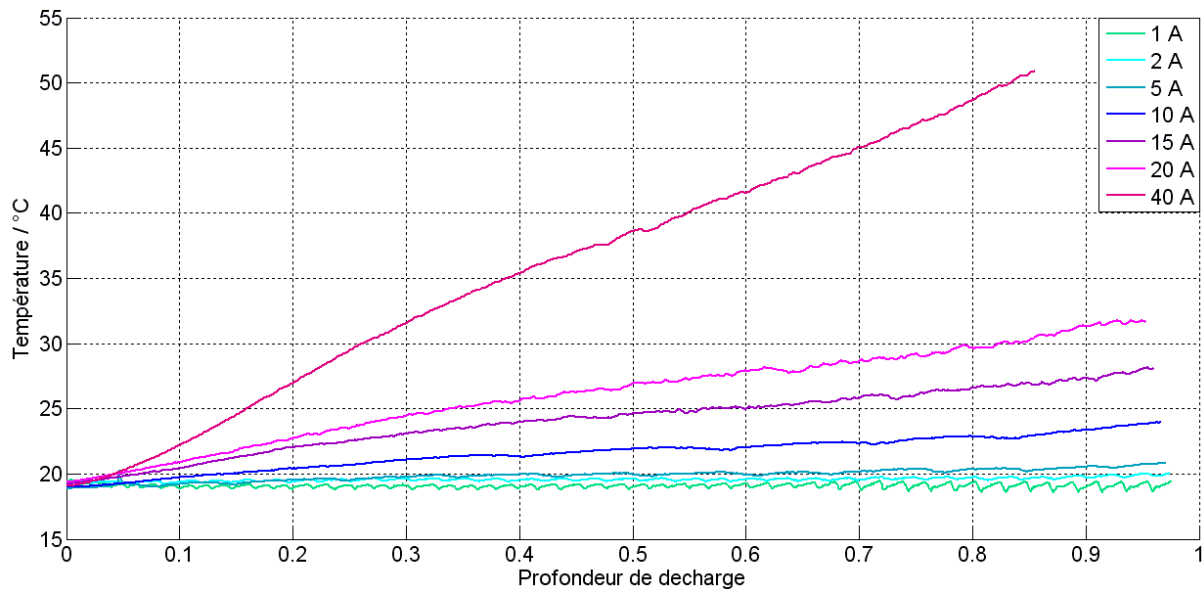


Figure 4 : Température de l'élément lors des décharges à 1, 2, 5, 10, 15, 20 et 40 A.

A partir des courbes de décharge présentées en Figure 2, des courbes de polarisation sont réalisées, donnant la tension de l'élément en fonction du courant qui lui est demandé pour différents états de charge. Ces courbes sont présentées en Figure 5. La tension de l'élément de batterie varie entre 4.2 V, à SOC = 100 % et à courant nul, et 2.75 V à SOC = 20 % et 20 A. Cette variation de tension revient à une variation relative de 65 à 100 %, ce qui correspond exactement à la variation de tension de la PàC à son point de fonctionnement optimal. La batterie acquise semble donc appropriée pour l'hybridation directe dont il est question ici.

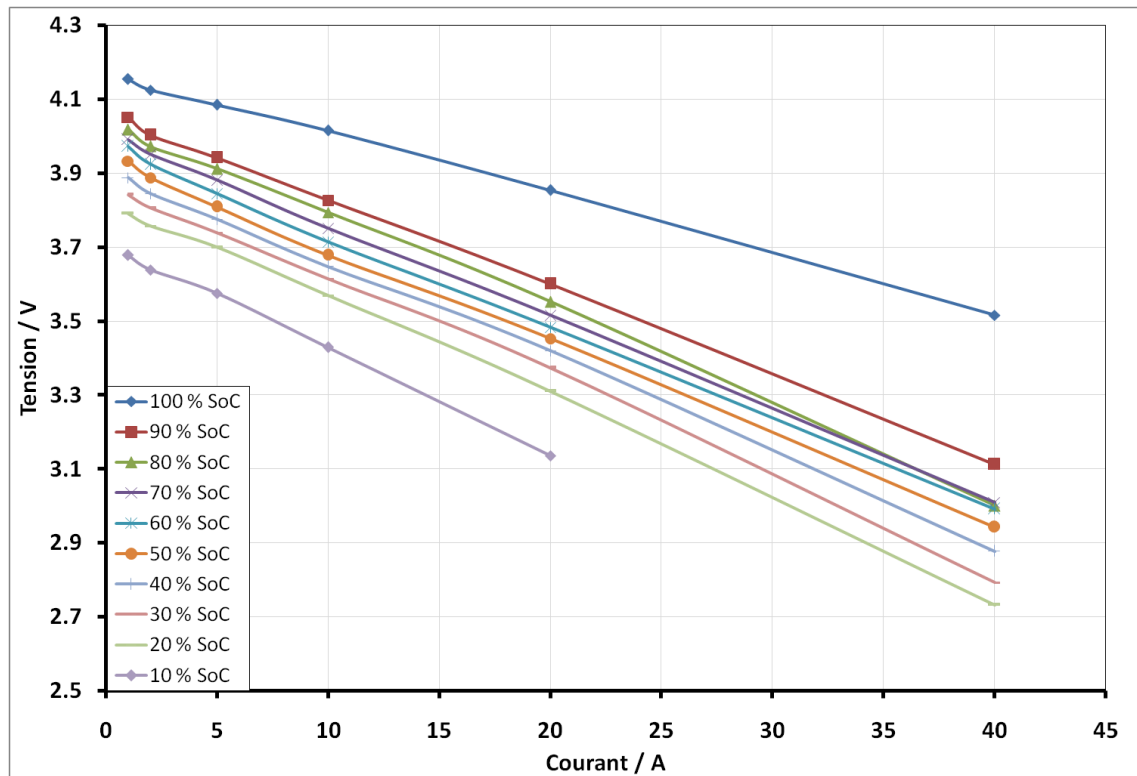


Figure 5 : Courbes de polarisation pour différents états de charge.

III.2.1.3) Courbe de recharge

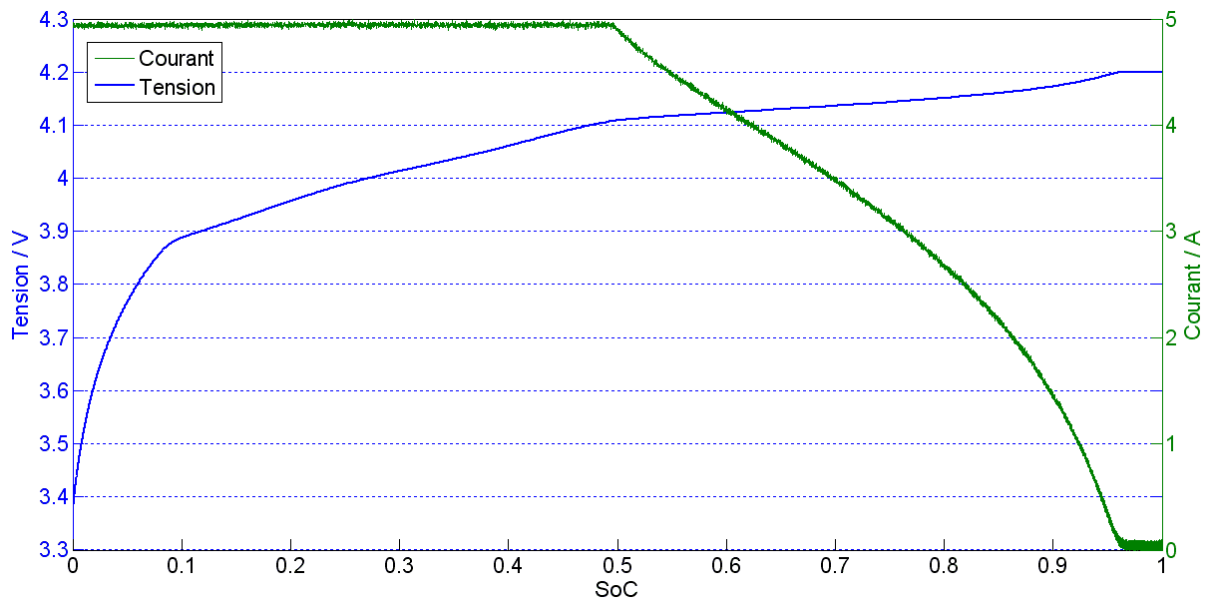


Figure 6 : Courbe de recharge de l'élément de référence en mode CC / CV à 5 A / 4.2 V.

Comme expliqué en section III.2.1.1), les recharges sont réalisées en CC / CV avec un courant de 5 A et une consigne de tension de 4.2 V. La Figure 6 présente une courbe de recharge caractéristique. On distingue 4 régions différentes sur la courbe de tension : une augmentation rapide de la tension jusqu'à environ 3.9 V, 2 régions linéaires de 3.9 à 4.1 V puis de 4.1 à 4.2 V et

enfin le palier à 4.2 V lorsque l'élément est chargé. La courbe de courant elle ne comporte que 3 régions : la région à courant constant, la région où le courant est régulé et enfin le palier à courant très faible lorsque la tension de l'élément a atteint 4.2 V.

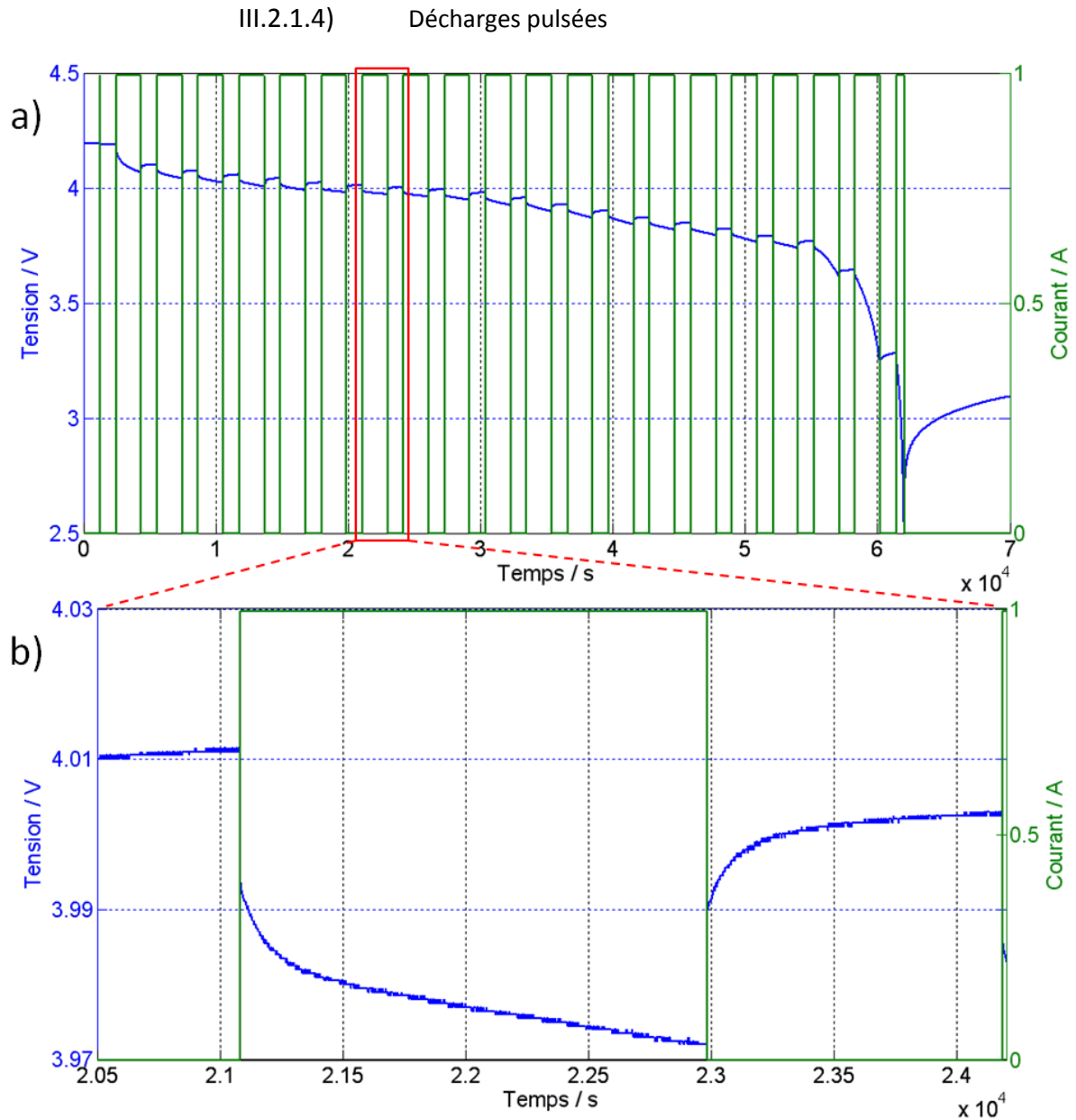


Figure 7 : a) : Courbe de décharge pulsée à 1 A avec relaxation tous les 5 % de SOC ; b) : Détail de la courbe de décharge pulsée.

Des décharges pulsées sont réalisées dans le but d'observer la relaxation de la tension de l'élément à différents états de charge. L'observation des relaxations de tension permet par la suite de déterminer la tension de circuit ouvert ainsi que les résistances et les capacités caractéristiques de la batterie qui seront utilisés dans le modèle numérique présenté au chapitre 4. Lorsque le courant est ramené à zéro, il est possible de déterminer la résistance interne de la batterie en mesurant

l'augmentation instantanée de la tension. Par la suite, l'évolution de la tension se faisant à courant nul, seuls les mécanismes internes de relaxation interviennent et il est alors possible de les analyser. Pour cela, une méthode de fitting sera présentée au chapitre 4 permettant de reproduire fidèlement la relaxation de la tension. La tension de circuit ouvert est la tension de l'élément une fois la relaxation terminée.

III.2.1.5) Cycles de décharge

Un cycle de courant est appliqué à l'élément de batterie et répété jusqu'à ce que celui-ci soit totalement déchargé. Ce cycle est découpé en phases de 30 secondes et alterne des courants faibles, nuls et élevés. La décharge en cycle permet d'observer des phénomènes transitoires dans la tension de la batterie. La Figure 8 présente les courbes de tension et de courant appliqués à l'élément durant cette décharge en cycle ainsi qu'un détail de ces courbes. La courbe de tension en a) présente des oscillations dues aux cycles de courant. L'allure générale de la courbe (décrite par les valeurs minimum et maximum de chaque cycle) est la même que lors d'une décharge à courant constant. Sur la durée d'un cycle, le courant moyenné est de 6 A. Or, à un courant de décharge continue de 6 A, la décharge doit théoriquement durer $3600 \times 10.5 / 6$ secondes, soit 6 300 secondes. La décharge de l'élément présentée en Figure 8 a duré 6 200 seconde, ce qui montre que le fait de décharger la batterie selon un cycle ne modifie pas sa capacité (tout du moins dans la mesure où les courants imposés ne sont pas grands devant le courant maximal de décharge).

Le détail présenté sur la Figure 8 b) présente la tension et le courant durant un cycle. Au début du cycle, à 0 A, la tension de l'élément augmente par effet de relaxation. Lorsque le courant est de 1 A, on note que la tension continue d'augmenter malgré le courant imposé. Ceci est dû à l'état de relaxation dans lequel se trouve la batterie après avoir vu un courant important (10 puis 20 A) lors de la fin du cycle précédent. Lorsque le courant passe à 5 A, la tension cesse d'augmenter mais reste quasiment constante, toujours en raison de l'état de relaxation de la batterie. Puis le courant est de nouveau ramené à 0 A et la tension de la batterie augmente à nouveau. Enfin, le courant est porté à 10 puis 20 A et on observe une nette diminution de la tension. L'analyse de la réponse en tension à un tel cycle de courant met bien en évidence la complexité des batteries au lithium. La dépendance de la réponse en tension à l'histoire de la décharge est clairement mise en évidence. En conséquence, modéliser le comportement de tels systèmes de stockage nécessite de prendre en compte les phénomènes de relaxation de la tension dû aux courants imposés à la batterie aux instants antérieurs. Ceci est d'autant plus important que les courants imposés sont élevés et qu'ils varient rapidement dans le temps, ce qui est caractéristique des applications de transport.

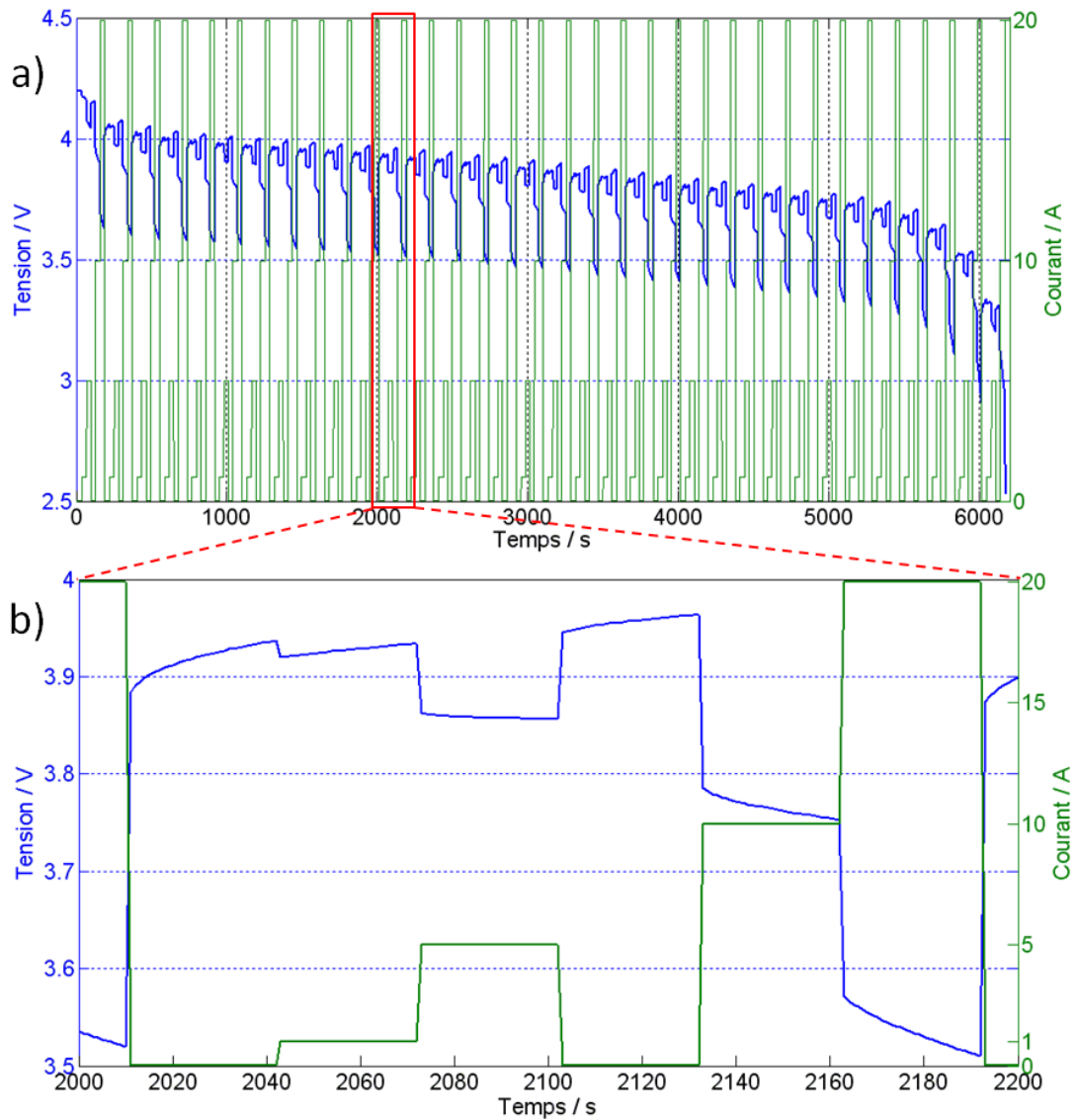


Figure 8 : a) : Décharge selon un cycle de courant (30 s à 0 A, 30 s à 1 A, 30 s à 5 A, 30 s à 0 A, 30 s à 10 et 30 s à 20 A) ; b) : Détail de la courbe de décharge en cycle.

III.2.2. Essais sur un pack comportant 5 éléments Li-ion

III.2.2.1) Montage expérimental et mode opératoire

Le montage expérimental est le même que celui présenté à la section III.2.1.1) à la différence près que la charge électronique est une EA Electronic Load 9080 - 200. Les 5 éléments sont connectés en série et le pack est relié à la charge électronique. La tension et la température de chaque élément sont mesurées. Afin de préserver le pack au mieux, la décharge est arrêtée lorsque la tension d'un des éléments devient inférieure à 2.7 V (et non 2.5 V comme lors des essais sur l'élément de référence).

III.2.2.2) Courbe de décharge du pack 5 éléments Li-Ion

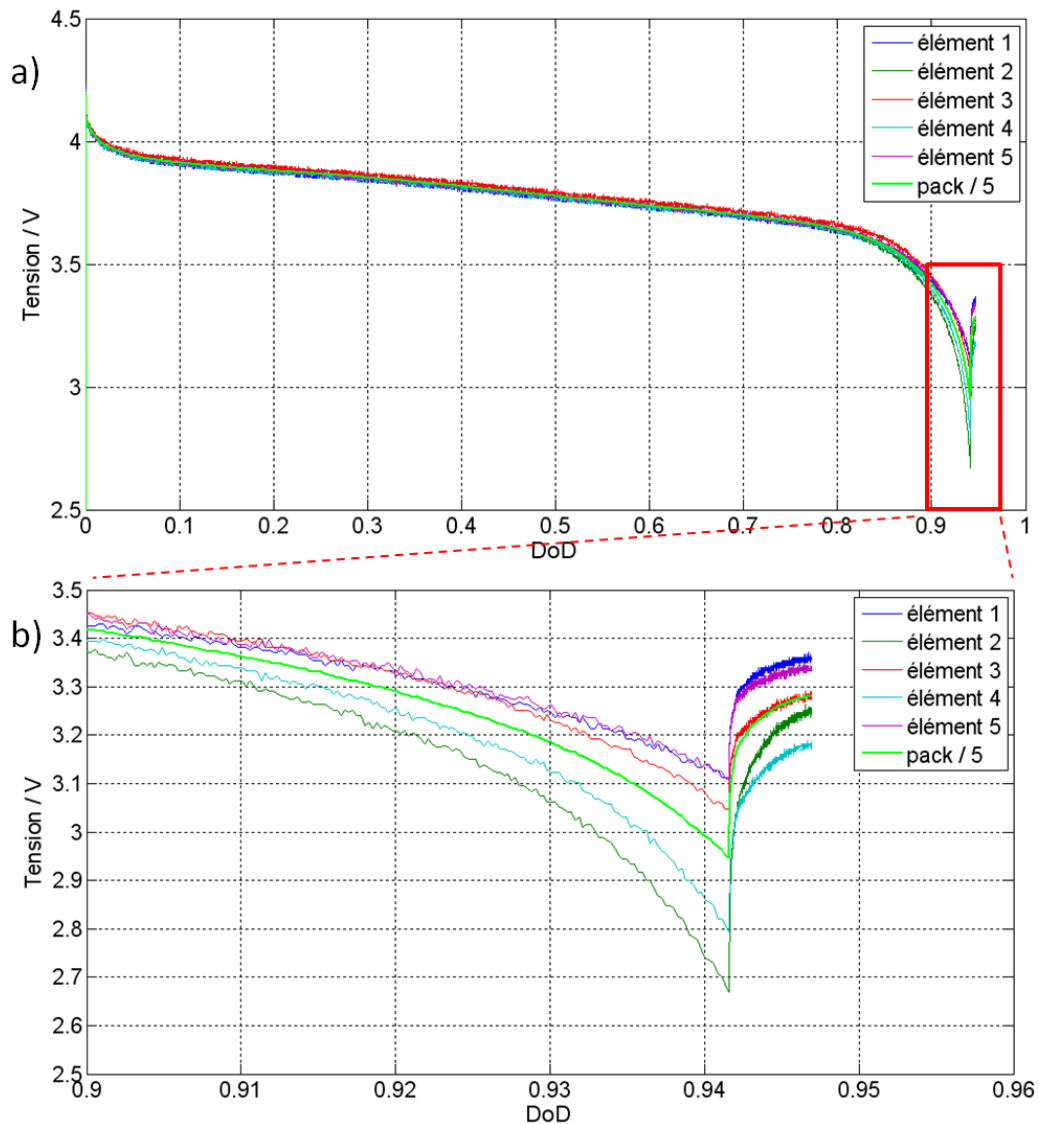


Figure 9 : a) : Courbes de décharge à 10 A des 5 éléments du pack batteries lithium et du pack normalisé (tension divisée par 5) ; b) : Détail

Une décharge à 10 A est réalisée sur le pack comportant 5 éléments de batterie lithium. L'élément de référence ne fait pas partie de ce pack. Cette décharge a pour objectif de vérifier le bon fonctionnement du pack, de s'assurer que les 5 éléments du pack se comportent de façon homogène et de comparer le comportement du pack à celui de l'élément de référence pour vérifier la représentativité de l'élément de référence.

La Figure 9 a) présente les tensions des 5 éléments du pack ainsi que celle du pack entier normalisée (divisée par 5) lors de la décharge à 10 A. Les tensions des 5 éléments restent très proches durant la quasi-totalité de la décharge avec un écart d'environ 40 mV entre la tension maximale et la tension minimale, ce qui est très satisfaisant. Cependant, lorsque le DoD atteint

environ 80 %, l'écart entre la tension maximale et la tension minimale augmente. Cet effet est mis en évidence sur la Figure 9 b). La décharge est arrêtée par l'élément n° 2 dont la tension atteint 2.7 V en premier, alors que la tension maximale au même instant est de 3.1 V, soit une différence de 0.4 V. Cette différence de tension en toute fin de décharge est due à de faibles différences de capacité d'un élément à un autre. La capacité exacte d'un élément est fortement dépendante du procédé de fabrication et de l'histoire de l'élément (âge, conditions de stockage, décharges). Il est donc normal que celle-ci varie légèrement d'un élément à un autre. La différence maximale de capacité dans le cas présenté ici est d'environ 1.5 %. Sur la Figure 9 b) on constate que deux éléments sont parfaitement identiques dans leur réponse en tension (éléments n° 1 et 5), un troisième (le n° 3) est très proche des deux premiers et enfin deux éléments ont une réponse plus faible que les autres (les n° 2 et 4).

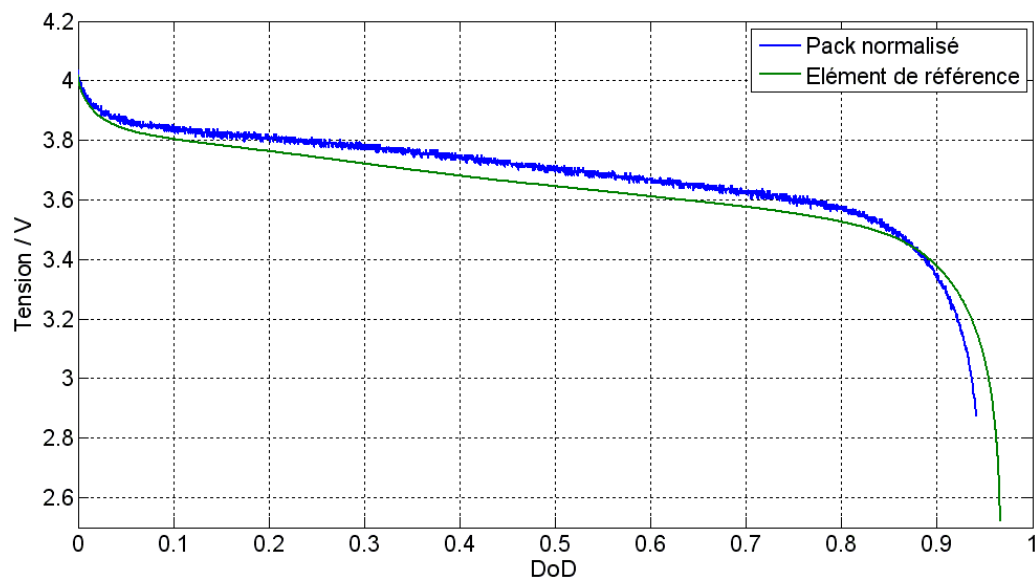


Figure 10 : Comparaison entre les courbes de décharge de l'élément de référence (vert) et du pack normalisé (bleue) à 10 A.

La Figure 10 présente une comparaison des courbes de décharge de l'élément de référence et du pack de 5 éléments normalisé (dont on a divisé la tension par 5). On constate que la tension du pack est supérieure à celle de l'élément de référence sur une plage de 0 à 88 % de DoD et que la différence de tension atteint 80 mV à environ 40 % de DoD. Par ailleurs, on constate qu'au-delà de 88 % de DoD la tension du pack normalisé décroît plus vite que celle de l'élément de référence et devient inférieure à cette dernière. La capacité maximale du pack est inférieure à celle de l'élément de référence d'environ 1.5 %. Des différences existent donc entre le pack de 5 éléments qui sera par la suite utilisé pour les essais d'hybridation directe et l'élément de référence qui sert à caler le modèle numérique de batterie et donc celui du système hybride direct. En conséquence, il faut s'attendre à ce que les résultats obtenus par modélisation diffèrent des résultats expérimentaux. Cependant, il est déjà possible d'adapter la capacité du pack de batterie dans le modèle à celle

mesurée expérimentalement. En revanche, les autres paramètres du modèle tels que la tension de circuit ouvert ou les capacités et résistances caractéristiques ne peuvent pas être adaptées. Il faudrait pour cela réaliser une décharge pulsée sur le pack comme cela a été fait pour l'élément de référence et présenté en section III.2.1.4). L'utilisation d'un seul élément de référence pour caler un modèle numérique présente tout de même un intérêt certain dans la mesure où cela simplifie les expériences et où cela évite de cycler et donc de vieillir le pack entier de batteries.

III.3. Essais expérimentaux : Système hybride direct

III.3.1. Montage expérimental et mode opératoire

III.3.1.1) Montage expérimental

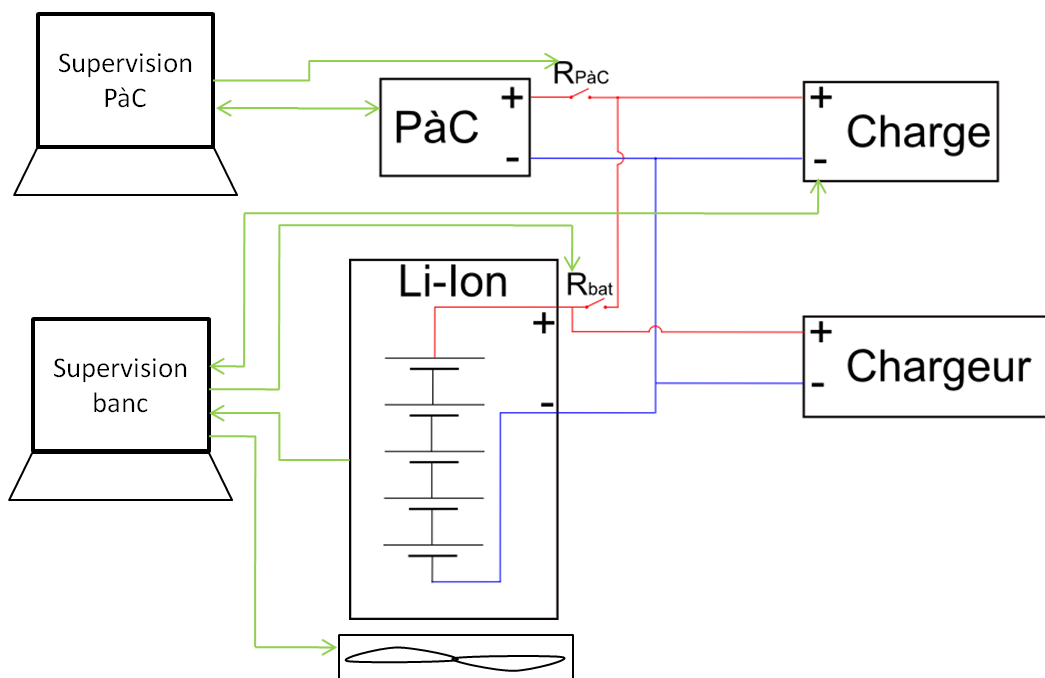


Figure 11 : Schéma du montage expérimental d'hybridation directe. R_{PaC} et R_{bat} sont des relais statiques commandés ; les lignes vertes représentent les voies de mesures et de commandes.

Le montage expérimental du banc d'hybridation directe comporte un système PàC Bahia Hélium de 1 kW (présenté au chapitre 2), un pack de 5 éléments de batteries lithium du même modèle que l'élément de référence présenté en III.1.2, une charge électronique EA Electronic Load 9080 - 200 commandée en puissance, une source électrique (chargeur) commandée en courant et en tension (mode CC / CV), deux relais statiques commandés et deux ordinateurs permettant l'acquisition de toutes les mesures. Un des ordinateurs recueille les données du banc Bahia (comme présenté au chapitre 2) tandis que le second ordinateur recueille les données du pack batteries et de la charge électronique et commande le relais statique des batteries ainsi que la charge électronique. Les deux ordinateurs sont réglés à la même heure et échantillonnent les mesures à 1 Hz afin de pouvoir facilement rassembler les données mesurées en un seul fichier.

Le relais statique de la PàC ($R_{PàC}$) est une sécurité interne du système Bahia et s'ouvre dès qu'une anomalie est détectée sur la PàC. Le relais statique du pack de batteries (R_{bat}) est commandé par l'ordinateur de supervision du banc. Ce relais est ouvert dès que la tension d'une des batteries devient inférieure à 2.7 V ou supérieure à 4.2 V. Le relais R_{bat} peut également être piloté par l'utilisateur. Ces deux relais statiques assurent à eux seuls la sécurité des éléments constituant le banc d'hybridation directe. Un ventilateur dont la mise en marche est commandée en fonction de la température moyenne des éléments de batteries assure leur refroidissement si nécessaire. L'ordinateur de supervision du banc permet également de commander la charge électronique en puissance et de recueillir ses mesures de courant et de tension. Le chargeur quant à lui est opéré manuellement, une fois que les essais d'hybridation sont terminés et que le relais de la PàC est ouvert.

Enfin, un oscilloscope numérique Agilent U 2702 A (200 MHz) est relié à l'ordinateur de supervision du banc et permet de mesurer la tension du pack de batteries ainsi que celle de la PàC. Ainsi, il est possible d'analyser le temps de réponse des deux sources électriques lors d'une sollicitation.

Le modèle numérique qui est présenté en chapitre 4 a permis de dimensionner le banc expérimental d'hybridation directe. Entre autres résultats importants, ce modèle a permis d'établir que, étant donné la PàC et les éléments de batteries dont nous disposons, il est optimal d'hybrider la PàC avec 5 éléments de batteries et d'appliquer une réduction d'échelle de 1:22^{ème} sur le profil de puissance du projet APACHE. Le fait d'hybrider la PàC avec 5 éléments de batteries (et non pas 6 comme la possibilité avait été évoquée) présente un intérêt majeur : il est possible de n'utiliser aucune diode dans le système. En effet, avec 5 éléments de batteries, la tension maximale du pack de batteries est de 21 V (à SoC 100 %), ce qui est inférieur à la tension de circuit ouvert de la PàC (22.7 V environ). Ainsi on est certain qu'aucun courant retour ne pourra s'établir des batteries vers la PàC.

III.3.1.2) Mode opératoire

Lors des essais d'hybridation directe, tous les profils de puissance appliqués au système sont préalablement simulés numériquement grâce au modèle présenté au chapitre 4 afin de s'assurer que ceux-ci seront supportés par le système hybride. De plus, les profils de puissance sont imposés automatiquement par l'ordinateur de supervision du banc. Avant de lancer un profil de puissance sur le système hybride, la PàC est démarrée et un courant d'environ 70 A lui est progressivement demandé afin de la faire monter en température. Une fois la PàC en température (environ 70 °C), le profil de puissance est démarré. Tout profil comporte une première phase à 0 W durant une dizaine

de secondes, suivie d'une seconde phase à 200 W. Lors de cette seconde phase à 200 W, la tension de la PàC étant inférieure à 21 V, on peut fermer le relais R_{bat} et ainsi connecter les batteries au système hybride. Le profil de puissance se poursuit et l'ensemble PàC hybridée avec les batteries Li-Ion y répond.

III.3.2. Profil de vol avec croisière à 2 500 m

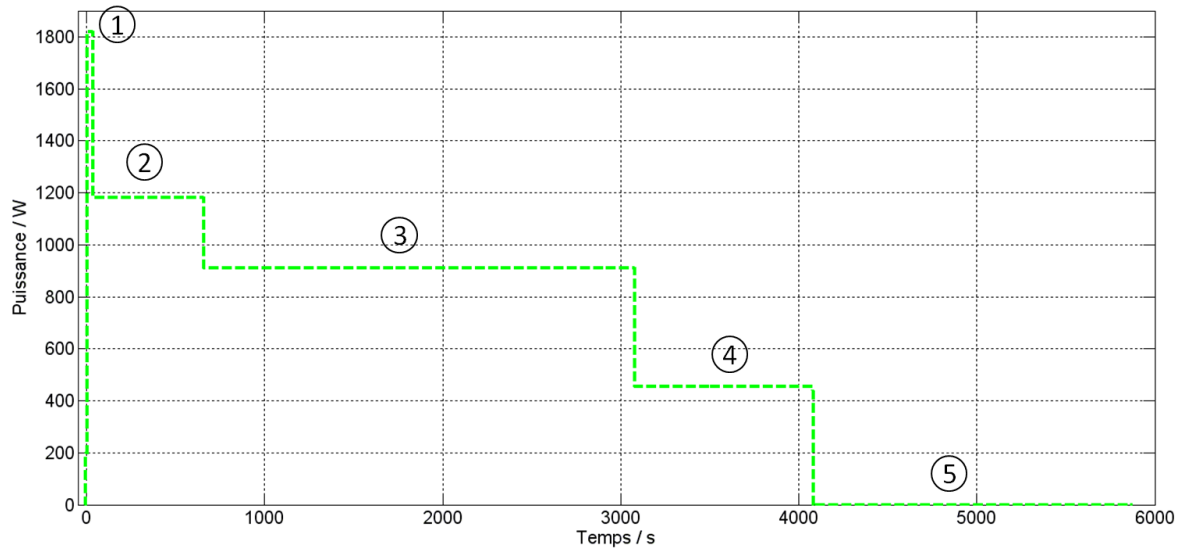


Figure 12 : Profil de puissance à échelle réduite 1:22 du vol avec croisière à 2 500 m.

Comme expliqué dans la section précédente, le profil de puissance appliqué est celui du projet APACHE réduit à l'échelle 1:22 et présenté en Figure 12. Le profil de puissance appliqué au système hybride est composé de 5 phases (en plus des phases à 0 et 200 W lors de la connexion des batteries au système) :

1. Pic de puissance à 1 818 W durant 30 secondes pour le décollage ;
2. Palier de puissance à 1 182 W durant 600 secondes pour la montée initiale (jusqu'à 1000 m d'altitude) ;
3. Palier de puissance à 909 W durant 2 420 secondes pour la fin de la montée et la croisière à 2 500 m ;
4. Palier de puissance à 455 W durant 1 000 secondes pour la descente et l'atterrissage ;
5. Palier de puissance à 0 W pour recharger les batteries grâce à la PàC.

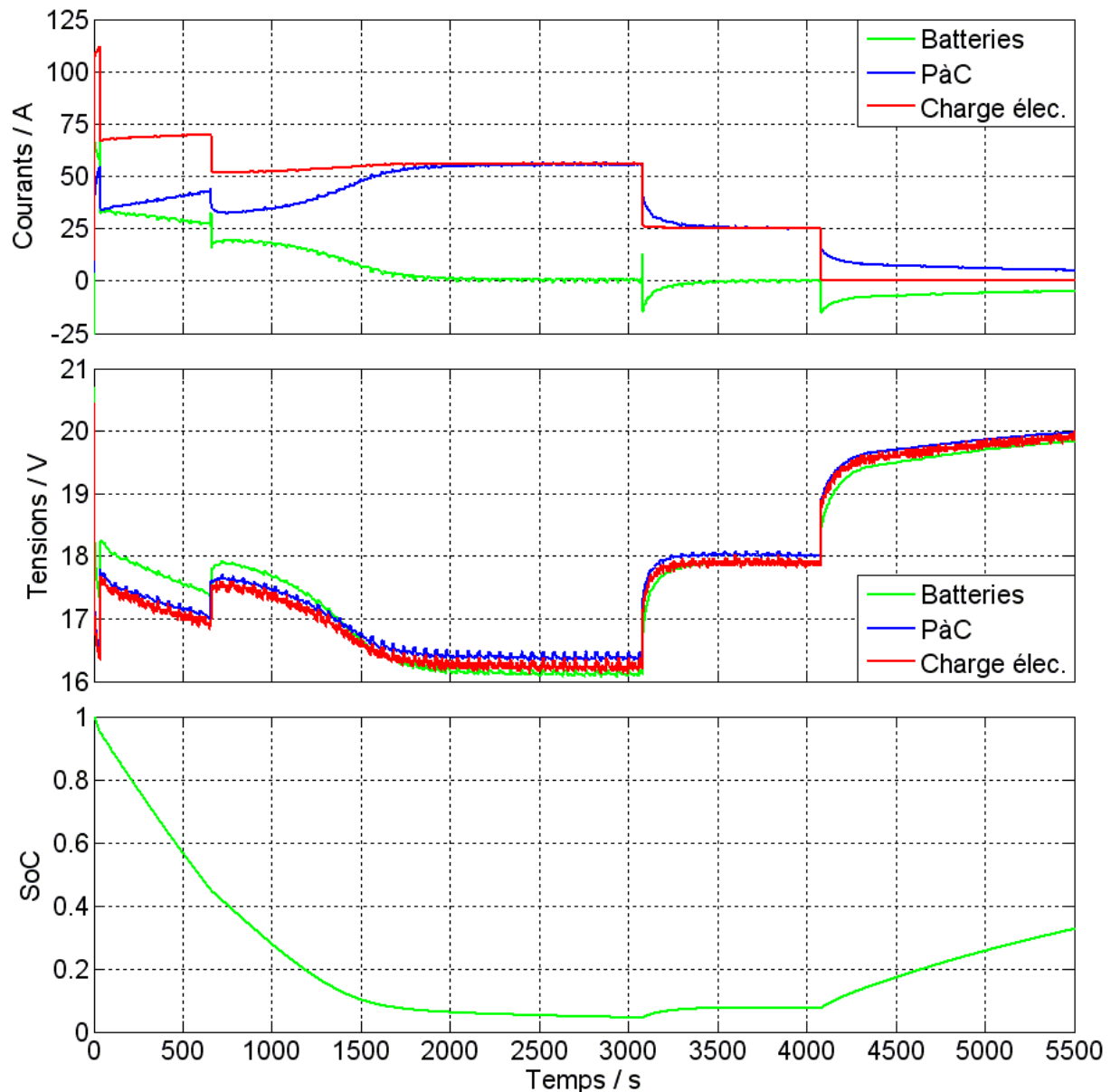


Figure 13 : Courants (en haut), tensions (au milieu) et état de charge (SoC en bas) lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol avec croisière à 2 500 m.

La Figure 13 présente les courants et tensions du pack de batteries, de la PàC et de la charge électronique et le SoC des batteries, en fonction du temps. Sur le graphique des courants, on constate que la somme des courants de la PàC et des batteries est bien égale au courant de la charge électrique. Sur le graphique des tensions, on constate que les trois tensions ne sont pas égales. En effet, la tension de PàC est très proche de la tension de la charge, mais elle est légèrement supérieure. Par ailleurs, la tension des batteries est également supérieure à la tension de la charge, mais la différence est plus importante qu'avec la tension PàC. Il apparaît clairement que cette différence entre les tensions n'est pas constante et qu'elle varie avec le courant des éléments en question. Les différences de tensions observées sont en réalité dues aux câbles qui relient la PàC et

les batteries à la charge. En effet, les mesures de tension sont réalisées au plus près de chaque élément : pour les batteries, sur les bornes positives et négatives du pack et pour la PàC sur les bornes positives et négatives du stack. Or la connexion entre batteries et PàC se fait au point de branchement à la charge. En conséquence, sur le banc expérimental, ce sont les tensions aux bouts des câbles de raccordement qui sont égales, et non en sortie de PàC ou de batteries. Les câbles occasionnant des pertes résistives, il est normal que les tensions de PàC et de batteries soient supérieures à la tension de la charge. Enfin, les câbles reliant les batteries à la charge étant plus longs et plus fins que ceux reliant la PàC à la charge, les pertes sont plus importantes et donc la différence de tension l'est aussi. Les oscillations observées sur les tensions sont dues aux purges de gaz effectuées par la PàC.

L'évolution de l'état de charge des batteries montre que ces dernières remplissent bien leur rôle d'appoint de puissance durant le décollage et qu'elles sont, comme prévu, surdimensionnées par rapport au besoin de puissance durant le décollage et la montée initiale. En conséquence, les batteries continuent à contribuer à l'apport de puissance durant la phase de montée normale, là où la PàC seule suffit normalement. Après 2 000 secondes, l'état de charge des batteries étant très faible et leur tension étant suffisamment basse, le courant des batteries devient quasiment nul et la PàC assure à elle seule l'apport de puissance.

A 3 080 secondes, lorsque la puissance est réduite à 455 W pour la descente, le point de fonctionnement du système est tel que le courant des batteries est négatif durant un court instant, leur permettant de se recharger d'environ 3 % (de 4.4 à 7.6 % de SoC). A 4 080 seconde, lorsque l'avion est posé et que la puissance appelée est réduite à 0 W, le point de fonctionnement du système est là encore caractérisé par une recharge des batteries, avec cette fois-ci un courant de recharge plus conséquent de 15 A au début puis diminuant et se stabilisant à 5 A. L'état de charge des batteries est ramené à 33.5 % en 1 500 secondes, soit 25 minutes.

La Figure 14 offre un détail des données présentées en Figure 13 lors des phases de décollage et de montée initiale. Lors du pic de puissance pour le décollage, le pack de batteries fournit plus de courant que la PàC. Le courant du pack de batteries varie de 67 à 57 A, pendant que celui de la PàC varie de 40 à 55 A. La tension de la charge elle varie de 17 à 16.4 V. Cela signifie que la tension de cellule de la PàC varie de 0.708 à 0.683 V, soit une plage de tensions très proches de la tension nominale de la PàC. L'état de charge des batteries diminuant, la tension des batteries diminue aussi et donc la tension de la PàC diminue. Comme la tension de la PàC diminue, son courant augmente.

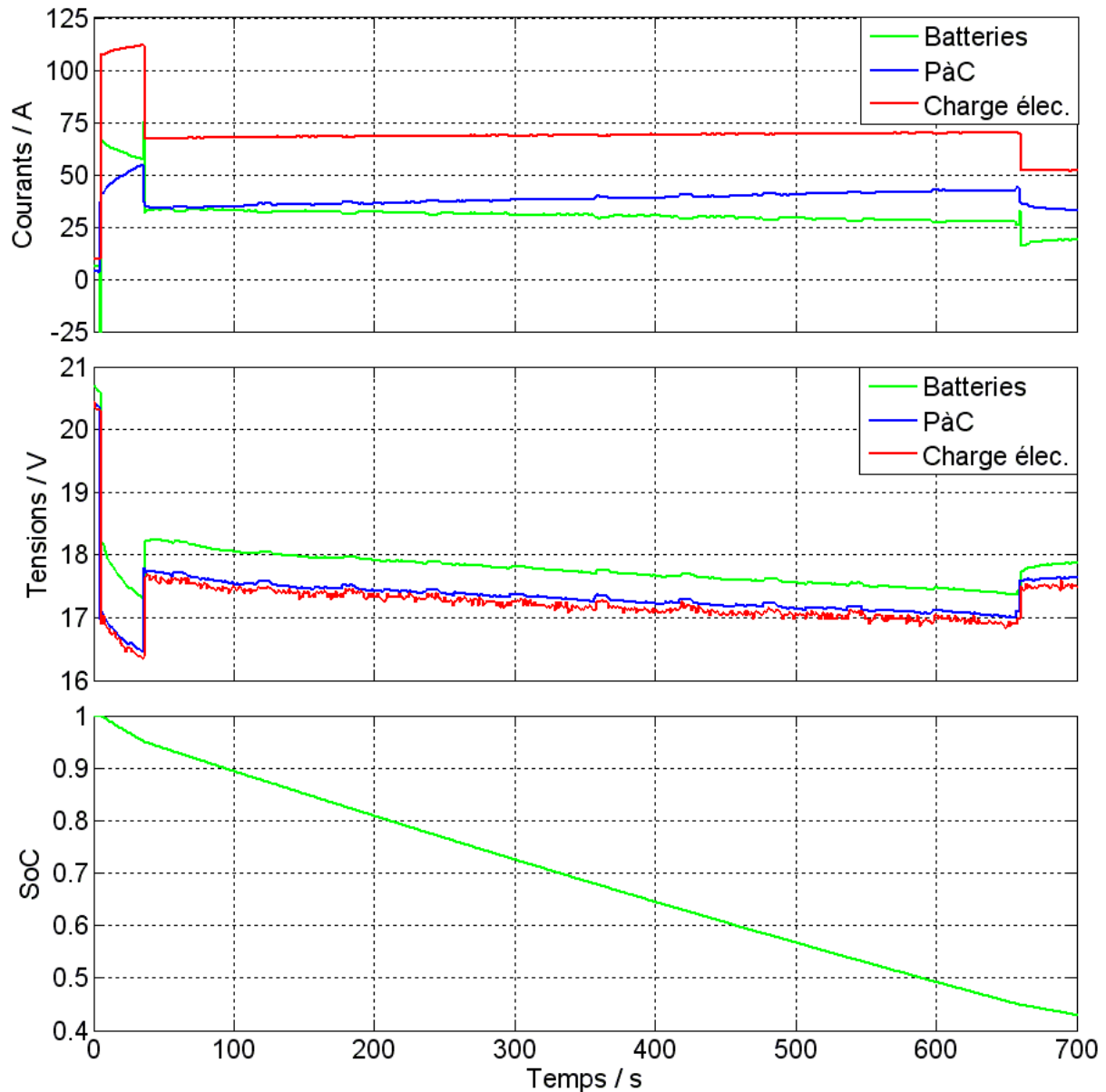


Figure 14 : Détails des courants (en haut), tensions (au milieu) et état de charge (SoC en bas) lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol avec croisière à 2 500 m, phase de décollage et montée initiale.

Durant le décollage, le courant du pack de batteries est relativement élevé par rapport au courant maximal de décharge continu stipulé par le constructeur (18 A) mais bien en-dessous du courant maximal de décharge pulsée (180 A). La phase de décollage ne durant que 30 secondes, on suppose que cette sollicitation du pack de batteries n'est pas problématique. Durant la phase de montée initiale, le courant de la PàC prend le dessus sur celui du pack de batteries qui diminue progressivement. Cependant, le courant du pack de batteries demeure supérieur à 25 A pendant environ 10 minutes, ce qui est nettement supérieur aux 18 A de décharge continu préconisés par le fabricant. Sachant que les batteries allaient être fortement sollicitées durant les phases de décollage et de montée initiale, un système de refroidissement du pack a été mis en place.

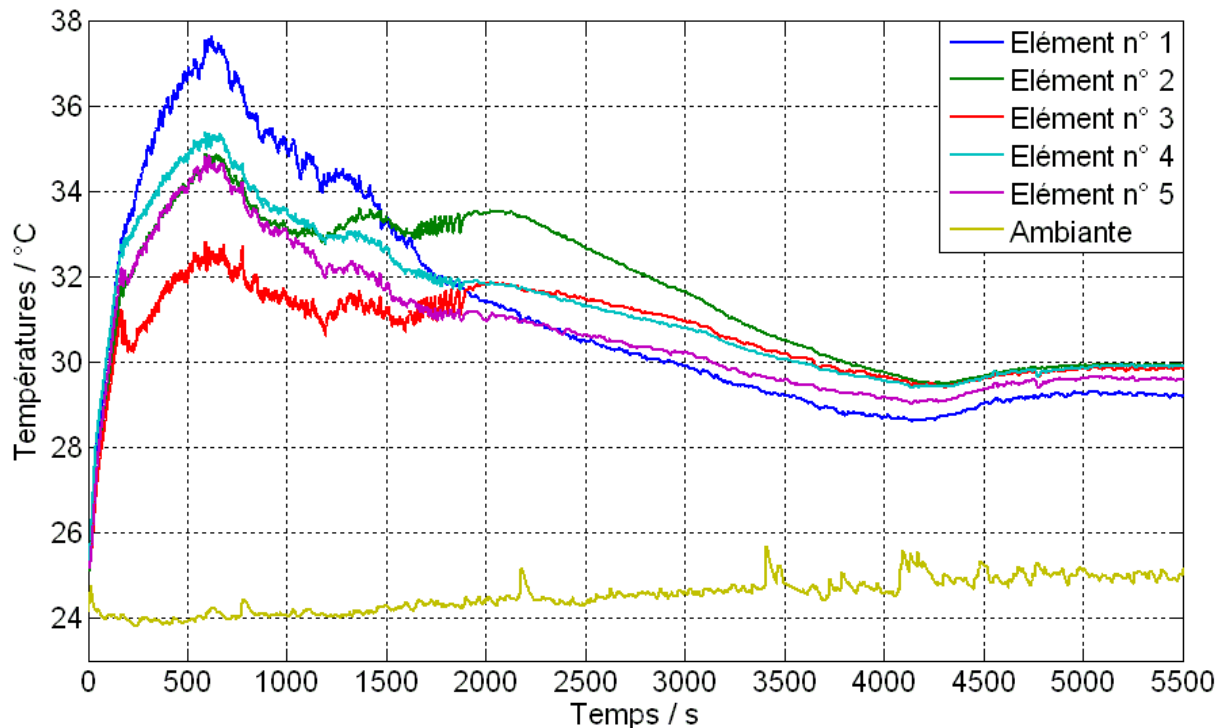


Figure 15 : Températures ambiante et des cinq éléments de batteries lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol avec croisière à 2 500 m.

La Figure 15 présente le suivi de la température ambiante et des températures des cinq éléments de batteries durant l'essai. Les essais ayant été réalisés en Août, la température ambiante est particulièrement élevée, ce qui a un effet sur la température des éléments de batterie. La température maximale atteinte par les éléments est de 32.8 à 37.6 °C. La commande du ventilateur est établie en fonction de la température moyenne des éléments. Le ventilateur est allumé périodiquement lorsque la température moyenne des éléments dépasse une certaine valeur. Si la température moyenne des éléments continue de croître et dépasse une seconde valeur seuil, la durée de fonctionnement du ventilateur est augmentée. Cela explique les oscillations observées sur les courbes de température. Selon leur position, les éléments du pack sont plus ou moins bien refroidis par le ventilateur, ce qui explique les différences de températures au sein du pack de batteries. Le montage pourrait être amélioré afin d'offrir un refroidissement plus homogène, mais cela nécessiterait une étude plus approfondie, ce qui n'est pas l'objectif de l'étude présentée ici. On constate que la température de tous les éléments diminue à partir de l'instant 660 secondes environ, ce qui correspond à la diminution de puissance appelée. A partir de cet instant le courant du pack de batteries devient inférieur à 20 A.

Tout au long de l'essai, la température des éléments est restée inférieure à 40 °C, donc nettement inférieure aux 50 °C de température maximale de décharge préconisés par le fabricant. Le pack de batteries acheté n'était pas équipé de système de refroidissement avant d'être modifié et

adapté pour les essais d'hybridation directe. Cela explique en partie pourquoi le courant maximal de décharge préconisé par le fabricant est si faible, seulement 18 A, alors que d'après les résultats présentés ici, les éléments de batteries fonctionnent correctement à courants plus élevés en étant refroidis.

III.3.3. Profil de vol décollages multiples

On souhaite tester ici la possibilité de réaliser plusieurs décollages avec le système hybride direct sans recharger les batteries à l'aide d'une source autre que la PàC du système. Le profil de vol est donc modifié et on le rend représentatif d'un profil de type entraînement « Tour de piste ». Les tours de piste consistent à effectuer des boucles autour de l'aérodrome afin de que le pilote s'entraîne aux décollages et aux atterrissages. L'altitude de vol est faible, environ 300 m et en conséquence la montée est très rapide. Un tour de piste s'effectue en 5 à 10 minutes selon l'aérodrome et le circuit d'approche. Le profil de puissance est donné en Figure 16.

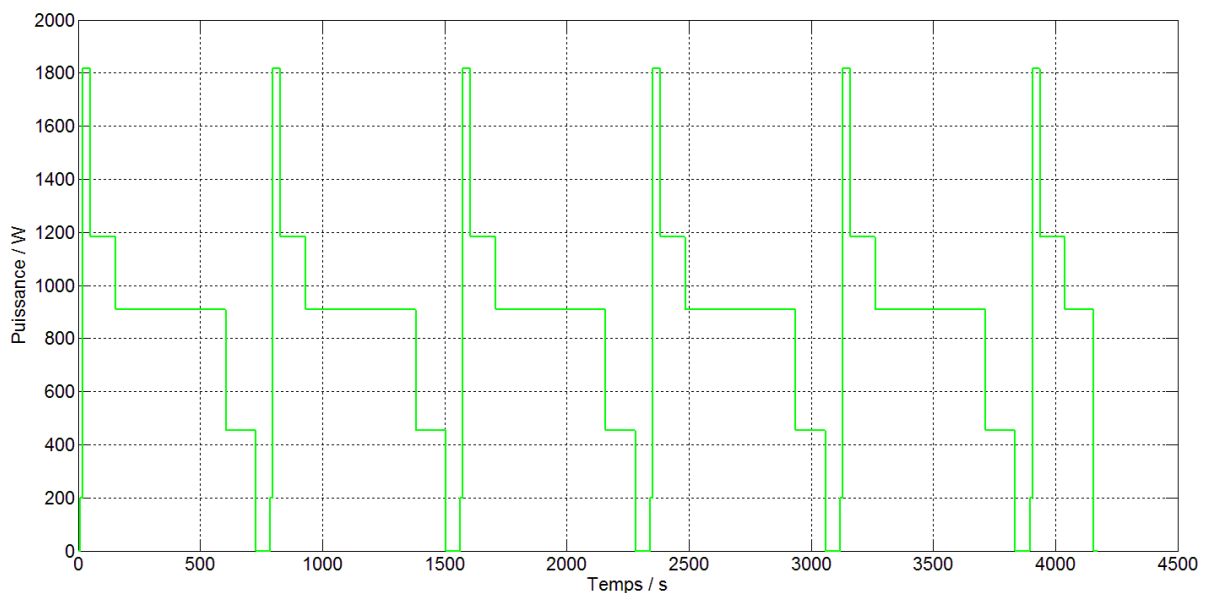


Figure 16 : Profil de puissance demandée au système hybride direct lors de l'essai selon le profil de vol « décollages multiples ».

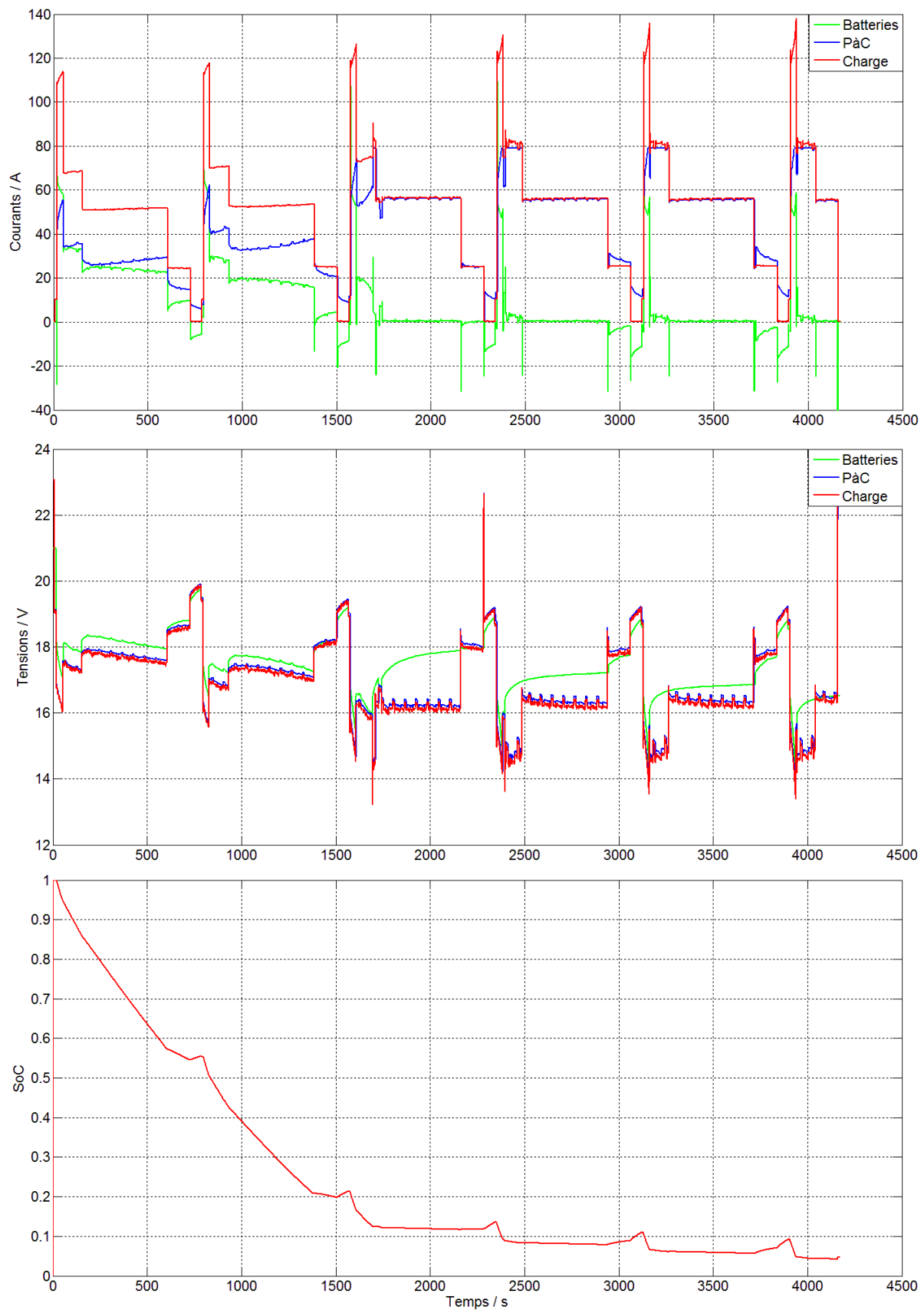


Figure 17 : Courants (en haut), tensions (au milieu) et état de charge (SoC en bas) lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol « décollages multiples ».

La Figure 17 présente les résultats de l'essai expérimental selon le profil de vol à décollages multiples. Lors de cet essai, six décollages ont pu être effectués. Après chaque atterrissage, une période de 60 secondes durant laquelle la puissance demandée est nulle permet de recharger succinctement les batteries. Durant les deux premiers tours de piste, on a laissé les batteries connectées au système en permanence. Ainsi elles ont fourni de la puissance tout au long des deux premiers tours de piste. A partir du troisième tour de piste, afin de limiter la décharge des batteries, celles-ci sont déconnectées du système (par ouverture du relais R_{bat} , cf. Figure 11) après que l'altitude de croisière soit atteinte et que la puissance soit réduite à 909 W. En procédant ainsi, on parvient à effectuer deux décollages supplémentaires. La PàC étant en mesure de fournir toute la puissance demandée lors de la phase de croisière, il est possible de déconnecter les batteries dès cet instant là et d'accroître le nombre de décollages réalisables. Les phases de décollages et de montée entraînant une décharge de 14 % des batteries, il serait possible, en déconnectant les batteries dès l'altitude de croisière atteinte, d'effectuer au minimum 7 décollages (sans considérer les brèves recharges entre chaque tour de piste).

La Figure 18 présente un détail des courants et des tensions du système hybride direct lors des trois premiers tours de piste. On constate que lors des décollages et montées successives, la contribution des batteries diminue, tout comme le courant des batteries. En compensation, la contribution (et donc le courant) de la PàC augmente lors de ces mêmes phases. Cela est dû à la diminution de l'état de charge, entraînant une diminution de la tension de la batterie. Par ailleurs, on remarque que la tension du système hybride direct diminue plus rapidement lors du troisième décollage que lors des précédents et que son niveau est globalement plus faible. En contrepartie, et pour maintenir la puissance demandée, le courant du système lors du troisième décollage augmente plus rapidement et atteint une valeur plus élevée.

Comme le montre la Figure 19, la tension de l'élément n° 2 chute considérablement lors du troisième décollage et de la montée suivante, atteignant la limite de sécurité tension basse à 2.7 V. Cela a pour effet de déconnecter automatiquement les batteries du système hybride direct. De plus, la tension de l'élément n° 2 est nettement inférieure à celle des autres éléments. La faiblesse de l'élément n° 2 par rapport aux autres éléments avait déjà été mise en évidence en section III.2.2.2) par la Figure 9. Lors de la déconnection des batteries, la PàC assure à elle seule l'apport de toute la puissance demandée.

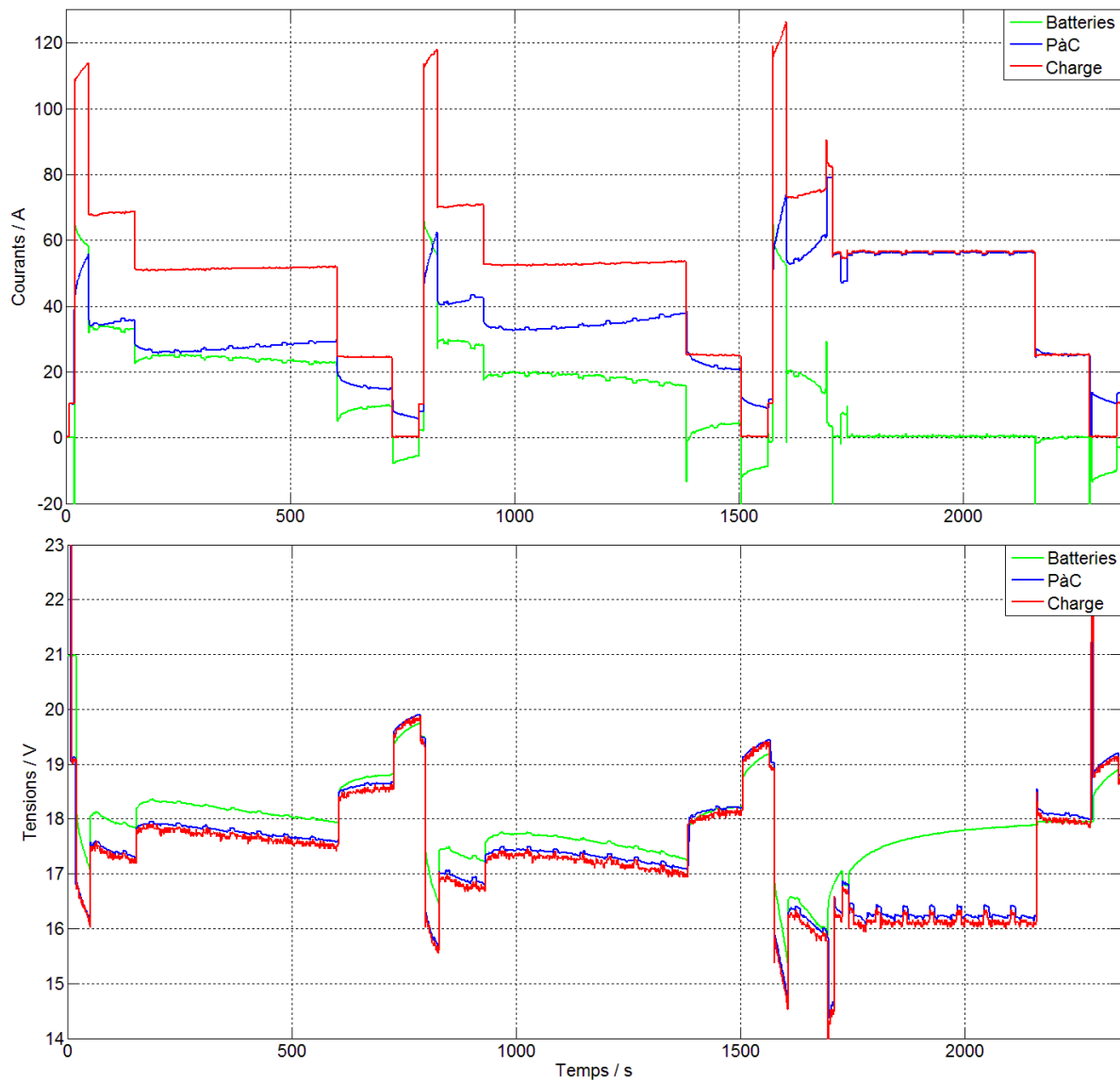


Figure 18 : Courants (en haut) et tensions (en bas) lors de l'essai du système hybride sur le profil de vol « décollages multiples », détail des trois premiers tours de piste.

Après le troisième atterrissage, la brève période de recharge des batteries permet de rééquilibrer légèrement la tension des cinq éléments et permet d'assurer le quatrième décollage. On constate que lors de la suite de l'expérience les tensions des cinq éléments se dispersent d'avantage, bien que la tension de l'élément n° 2 semble remonter par rapport au reste du pack. Ce rééquilibrage naturel des tensions a pour conséquence de permettre un cinquième et dernier décollage. Lors de la cinquième montée, juste après le cinquième décollage, la tension de l'élément n° 4 chute à 2.72 V (tension minimale du pack) et celle du pack de batteries à 14.1 V (soit 2.82 V par élément). En conséquence, l'expérience est arrêtée puisqu'un nouvel arrêt de sécurité due à une tension basse de batterie est redouté.

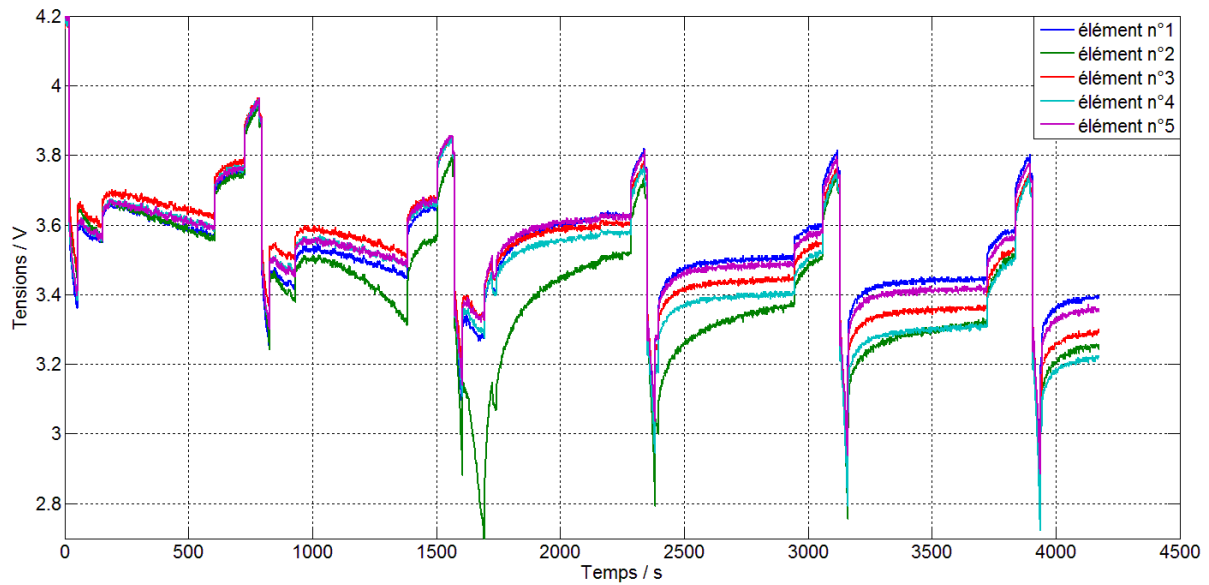


Figure 19 : Tensions des 5 éléments de batteries Li-Ion lors de l'essai selon le profil de décollages multiples.

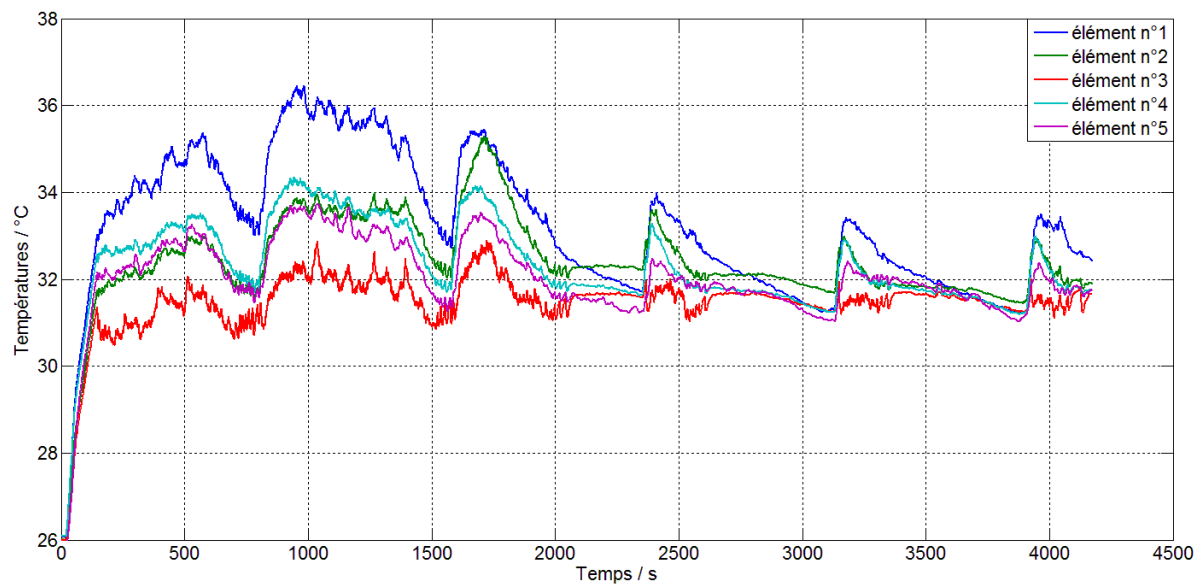


Figure 20 : Températures des 5 éléments de batteries Li-Ion lors de l'essai selon le profil de décollages multiples.

La Figure 20 présente le suivi de température des cinq éléments de batterie lors de l'essai selon le profil à décollages multiples. On rappelle que les essais ont été réalisés sous une température ambiante élevée proche de 25 °C. Tout d'abord, on constate que la température de tous les éléments est restée dans la plage de température acceptable. La température augmente brusquement lors du décollage et de la montée de chaque tour de piste. Lors des deux premiers tours de piste, lorsque les batteries sont connectées durant toute la durée du tour, la température des éléments commence à diminuer dès que la puissance demandée au système hybride est réduite

à 455 W, ce qui correspond à un courant de batterie inférieur à 10 A. A la fin du second tour de piste, la température des éléments revient à la même valeur qu'à la fin du premier tour de piste. Pour les trois autres tours de piste, la température des éléments commence à diminuer dès que ceux-ci sont déconnectés du système hybride direct.

III.3.4. Temps de réponse

Dans cette section, on s'intéresse aux temps de réponse du pack de batteries et de la PàC. Comme expliqué en section III.3.1.1), un oscilloscope numérique permet de mesurer la tension des deux sources électriques. L'appel de puissance correspond à celui du décollage : de 200 W à 1818 W. A l'instant de l'appel de puissance, le courant des batteries passe de 6.6 A à 71 A et le courant de la PàC passe de 3.2 A à 38.5 A. Comme expliqué précédemment (section III.3.2), les tensions des batteries et de la PàC diffèrent à cause des pertes ohmiques dans les câbles qui les relient à la charge électronique.

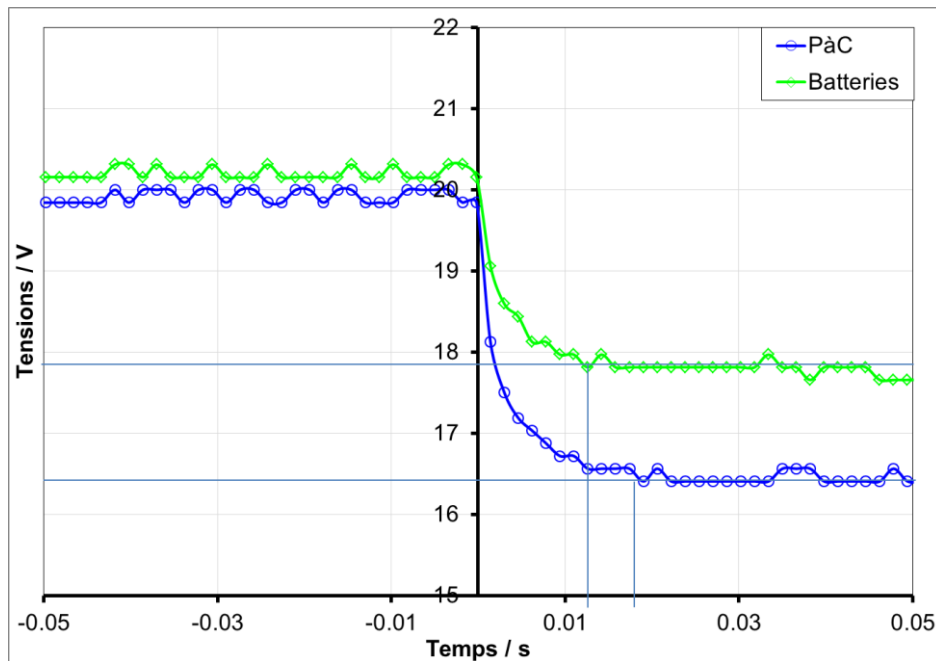


Figure 21 : Tensions des batteries Li-Ion et de la PàC lors d'un appel de puissance de 200 W à 1818 W (puissance décollage).

Les temps de réponse mesurés sur la Figure 21 montrent que la PàC et les batteries atteignent leurs tensions respectives en un temps très proche : environ 0.013 s pour les batteries et environ 0.019 s pour la PàC, soit nettement moins qu'une seconde. Il apparaît donc que le temps de réponse de la PàC est moindre que ce qui avait été avancé précédemment (de l'ordre de la seconde). Le temps de réponse rapide de la PàC est probablement dû au fait que celle-ci fonctionne à facteur stœchiométrique élevé ($\lambda_c = 2.5$).

Enfin, cette expérience montre que le système PàC hybridé directement avec des batteries Li-Ion offre un temps de réponse assez rapide et tout à fait compatible avec son utilisation dans le cadre d'applications embarquées de type propulsion ou fourniture d'électricité.

III.3.5. Intégration : masse et volume

Cette dernière section donne une estimation de l'encombrement du pack de batteries qui serait hybridé à une PàC pour la propulsion d'un avion léger. Afin d'évaluer la masse et le volume du pack de batteries nécessaire, on considère la réduction d'échelle de 1:22^{ème} qui a été appliquée aux profils de puissance. Par ailleurs, on rappelle qu'un élément de batterie pèse 290 g et que son volume est de 0.127 l (Tableau 1). En multipliant la masse et le volume des cinq éléments qui ont été hybridés ici par 22 (la réduction d'échelle), on estime que le pack de batteries à l'échelle 1 pèserait 31.9 kg et occuperait un volume de 14 l. Dans le cadre du projet APACHE, la masse du pack de batterie nécessaire avait été estimé à 40 kg. Aucune spécification de volume n'avait été formulée. Cependant le volume estimé ici ne tient pas compte de l'espace nécessaire pour la ventilation des éléments. Un volume de 14 l semble néanmoins raisonnable. Enfin, l'hybridation directe offre l'avantage de ne pas recourir à un convertisseur électrique, ce qui permet de considérablement réduire la masse du système, de diminuer son cout et enfin d'accroître sa fiabilité.

IV. Conclusion

Ce chapitre exclusivement expérimental regroupe les travaux menés sur la réalisation et la caractérisation d'un système PàC hybridé directement avec des batteries Li-Ion, c'est-à-dire sans convertisseur électrique entre les deux sources. Comme cela a été expliqué dans la première section, ce chapitre expérimental est étroitement lié au chapitre 4, dédié aux aspects numériques ayant permis la mise au point du système hybride direct. Un jeu d'aller et retour entre expérience, modèle numérique tirant bénéfice des mesures, puis à nouveau expériences basées sur des résultats de simulations numériques, a permis de montrer la faisabilité de l'hybridation directe entre une PàC et un pack de batterie Li-Ion. De plus, Cette méthodologie en aller et retour a permis de dimensionner finement ledit système hybride et de le simplifier autant que possible tout en satisfaisant le cahier des charges lié à la propulsion d'un avion léger. Les mesures réalisées sur le système hybride finalement assemblé ont permis d'identifier les sources d'erreur et de corriger en partie les imprécisions du modèle numérique (cf. chapitre 4).

Après avoir caractérisé le système PàC Bahia grâce à de nombreuses mesures expérimentales présentées dans le chapitre 2, il était indispensable de caractériser les batteries Li-Ion avec lesquelles ce système PàC allait être hybridé. Ainsi, un élément de batterie référence a été testé expérimentalement afin de déterminer les paramètres nécessaire au modèle numérique de batterie

Li-Ion d'une part et afin de constituer une base de mesures expérimentales pour valider ledit modèle d'autre part. Par la suite, le pack de cinq éléments de batteries a également été testé, plus succinctement. Ces essais expérimentaux ont également été l'occasion de caractériser le fonctionnement des batteries sous des sollicitations extrêmes. Entre autres, la décharge à courant élevée (40 A) a mis en évidence la nécessité de prévoir un système de refroidissement pour le pack de batteries à coupler au sein du système hybride.

Une fois ces essais de caractérisation des batteries Li-Ion réalisés, le modèle numérique de batterie a pu être alimenté des paramètres basés sur les mesures et permettant de rendre ledit modèle représentatif des batteries à coupler. Ces travaux sont décrits dans le chapitre 4. Après que le modèle de batterie ait été validé grâce aux mesures, celui-ci a été couplé au modèle de PàC afin d'obtenir le modèle global du système hybride direct. Le modèle numérique du système hybride direct a été utilisé afin de dimensionner le banc expérimental à réaliser.

Cinq éléments de batteries Li-Ion ont ensuite été directement couplés avec le système PàC Bahia. Les deux sources connectées en parallèle, sans aucune diode de protection, ont été reliées à une charge électronique commandée afin de reproduire des profils de puissance de type propulsion d'avion léger. Le système hybride direct a ensuite été testé expérimentalement avec succès, démontrant la faisabilité de ce concept. Les performances obtenues ont été à la hauteur des attentes et des exigences du cahier des charges. Bien que des différences aient été constatées par rapport aux prévisions numériques (cf. chapitre 4), notamment en ce qui concerne la répartition des courants, il a été montré que le système hybride direct est capable de fournir la puissance nécessaire pour la propulsion d'un avion léger. Des essais selon deux profils ont été présentés, démontrant la capacité du système hybride direct à satisfaire des profils de vol simples type navigation d'un point A à un point B, ou des profils type entraînement, composés d'une succession de décollages et d'atterrissages (jusqu'à 6 rotations). Le succès de la réalisation du banc expérimental d'hybridation directe tend également à démontrer l'intérêt de la méthode de dimensionnement employée, en aller / retour entre expériences et modèles numériques.

Enfin, le système hybride direct présenté ici offre l'avantage d'être particulièrement léger. En effet, outre la considération du poids de la PàC traité au chapitre 2, il a été montré que le pack de batteries du système hybride nécessaire à la propulsion d'un avion léger ne pèserait que 31.9 kg. Par ailleurs, aucun convertisseur électrique n'étant nécessaire, une économie de masse significative est réalisée.

Bibliographie CHAPITRE 3

- [1] M.G. Arregui, Theoretical study of a power generation unit based on the hybridization of a fuel cell stack and ultracapacitors., Institut National Polytechnique de Toulouse, http://ethesis.inp-toulouse.fr/archive/00000521/01/garcia_arregui.pdf, 2007.
- [2] O. Langlois, Conception d'un réseau de secours électrique pour l'aéronautique, Institut National Polytechnique de Toulouse, <http://ethesis.inp-toulouse.fr/archive/00000243/01/langlois.pdf>, 2006.
- [3] B. Morin, E. Bru, O. Rallieres, C. Turpin, X. Roboam, J.-M. Blaquiere, F. Mosser, in:, Conférence Jeunes Chercheurs En Génie Électrique, <http://www.femto-st.fr/f/d/Brochure-JCGE.pdf>, 2011.
- [4] B. Morin, E. Bru, O. Rallieres, C. Turpin, X. Roboam, J.-M. Blaquiere, in:, Électrotechnique Du Futur, Belfort, 2011.
- [5] T. Yalcinoz, M.S. Alam, International Journal of Hydrogen Energy 33 (2008) 1932–1940.
- [6] K. Rafal, B. Morin, X. Roboam, E. Bru, C. Turpin, H. Piquet, in:, 2010 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC), 2010, pp. 1 –6.
- [7] J. Kallo, J. Ungethüm, K.A. Friedrich, Fuel Cell Systems for Mobile Applications: a Comparison of Automotive and Aeronautic System Design. http://www.electromobility.si/fileadmin/e-mobility/pictures/Presentations/A_Friderich.pdf, Ljubljana, Slovenia, 2011.
- [8] M.-K. Song, S. Park, F.M. Alamgir, J. Cho, M. Liu, Materials Science and Engineering: R: Reports 72 (2011) 203–252.
- [9] M. Dubarry, C. Truchot, M. Cugnet, B.Y. Liaw, K. Gering, S. Sazhin, D. Jamison, C. Michelbacher, Journal of Power Sources 196 (2011) 10328–10335.
- [10] B. Scrosati, J. Garche, Journal of Power Sources 195 (2010) 2419–2430.
- [11] A. Ritchie, W. Howard, Journal of Power Sources 162 (2006) 809–812.
- [12] S. Noboru, Journal of Power Sources 99 (2001) 70–77.
- [13] R. Liang, Z. Wang, H. Guo, X. Li, W. Peng, Z. Wang, Journal of Power Sources 184 (2008) 598–603.

Chapitre 4

Tables des matières CHAPITRE 4 : Modélisation d'un système Pile à Combustible hybridée

Table des figures CHAPITRE 4.....	160
CHAPITRE 4 : Modélisation d'un système Pile à Combustible hybridée	163
I. Introduction.....	163
II. Modèle numérique de PàC.....	164
II.1. Modèle général de la réponse en tension d'une PàC.....	164
II.2. Identification des paramètres du modèle	169
II.3. Conclusion.....	175
III. Modèle numérique de batterie Li-Ion	175
III.1. Modèle numérique et méthode de résolution.....	175
III.2. Identification des paramètres du modèle	178
III.3. Validation du modèle par comparaison aux mesures	184
III.4. Conclusion	186
IV. Modèle numérique du système PàC hybridé : réalisation et exploitation.....	187
IV.1. Modélisation de l'hybridation	187
IV.2. Dimensionnement du banc expérimental.....	189
IV.3. Validation du modèle de système hybride : comparaison aux mesures.....	194
IV.4. Conclusion	201
V. Conclusion	203
Bibliographie CHAPITRE 4.....	205

Table des figures CHAPITRE 4

Figure 1 : Circuit électrique équivalent de la PàC permettant de calculer sa réponse en tension de façon dynamique.....	165
Figure 2 : Tirée de [8]. Adsorption d'eau pour une membrane Nafion 115 (rouge) et une membrane composite Nafion 115/Zirconium Phosphate (bleu) (25 % masse) à 80 °C. Les données sont ajustées par une équation (traits pleins).....	169
Figure 3 : Comparaison entre mesures expérimentales (turquoise) et simulation numérique (noir). Essais du système Bahia Hélion à 200 m d'altitude et à $\lambda_c = 2.5$ (résultats expérimentaux présentés au chapitre 2).	171
Figure 4 : Comparaison entre mesures expérimentales (turquoise) et simulation numérique (noir). Essais du système Bahia Hélion à 1 200 m d'altitude et à $\lambda_c = 2$ (résultats expérimentaux présentés au chapitre 2).	172
Figure 5 : Comparaison entre simulations numériques issues du modèle modifié et mesures expérimentales pour tous les cas étudiés.	174
Figure 6 : Circuits électriques équivalents de la batterie Li-Ion permettant de calculer sa réponse en tension de façon dynamique. a) : le circuit électrique permettant le calcul de la réponse en tension de la batterie ; b) : le circuit électrique permettant le calcul de l'état de charge de la batterie.....	176
Figure 7 : a) : Courbe de décharge pulsée à 1 A avec relaxation tous les 5 % de SOC ; b) : Détail de la courbe de décharge pulsée.	179
Figure 8 : Courbe de relaxation de la tension lors d'une décharge pulsée à 1 A, SoC = 30 %, batterie Spinel LiMn_2O_4 utilisée pour l'hybridation directe. Points bleus : mesures ; Courbe rouge : modèle numérique.....	181
Figure 9 : Mesures issues des courbes de relaxation : Tension de circuit ouvert de la batterie Spinel LiMn_2O_4 utilisée pour l'hybridation directe. Mesures (points bleus) obtenues par identification des courbes de relaxation et expression analytique pour le modèle numérique (courbe rouge, équation (50)).	182
Figure 10 : Mesures issues des courbes de relaxation : a) R_{int} ; b) R_{TC} ; c) R_{TL} ; d) C_{TC} ; e) C_{TL} de la batterie Spinel LiMn_2O_4 utilisée pour l'hybridation directe. Mesures (points bleus) obtenues par identification des courbes de relaxation et expression analytique pour le modèle numérique (courbes rouges, équations (44) et (46) à (49)).....	183

Figure 11 : Courbes de décharge pulsée à 5 A réalisée sur l'élément de référence Li-Ion Spinel LiMn_2O_4 . Courbe rouge : simulation numérique ; courbe bleue : mesures expérimentales. a) : Décharge intégrale ; b) : Détail sur la relaxation à SoC = 95 %.	185
Figure 12 : Courbes de décharge suivant un cycle de courant réalisée sur l'élément de référence Li-Ion Spinel LiMn_2O_4 . Courbe rouge : simulation numérique ; courbe bleue : mesures expérimentales. a) : Décharge intégrale ; b) : Détail sur le second cycle.	186
Figure 13 : Courants lors de la simulation numérique du profil de puissance à $1/20^{\text{ème}}$ avec 6 éléments Li-Ion directement couplés à la PàC. a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale. Bleu : PàC ; Vert : Batteries ; Rouge : Charge électronique.	190
Figure 14 : Courants lors de la simulation numérique du profil de puissance à $1/22^{\text{ème}}$ avec 6 éléments Li-Ion directement couplés à la PàC. a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale. Bleu : PàC ; Vert : Batteries ; Rouge : Charge électronique.	191
Figure 15 : Courants lors de la simulation numérique du profil de puissance à $1/20^{\text{ème}}$ avec 5 éléments Li-Ion directement couplés à la PàC. a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale. Bleu : PàC ; Vert : Batteries ; Rouge : Charge électronique.	192
Figure 16 : Courants lors de la simulation numérique du profil de puissance à $1/22^{\text{ème}}$ avec 5 éléments Li-Ion directement couplés à la PàC. a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale. Bleu : PàC ; Vert : Batteries ; Rouge : Charge électronique.	193
Figure 17 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillés) et simulation numérique (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au $1/22^{\text{ème}}$. Courants : Charge électronique (rouge) ; PàC (bleu) ; Batteries (vert). a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale.	195
Figure 18 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillés) et simulation numérique (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au $1/22^{\text{ème}}$. Tensions : Charge électronique (rouge) ; PàC (bleu) ; Batteries (vert). a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale.	196
Figure 19 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillés) et simulation numérique issues du modèle modifié (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au $1/22^{\text{ème}}$. Courants : Charge électronique (rouge) ; PàC (bleu) ; Batteries (vert). a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale.	198
Figure 20 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillés) et simulation numérique issues du modèle modifié (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au $1/22^{\text{ème}}$. Tensions : Charge électronique (rouge) ; PàC (bleu) ; Batteries (vert). a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale.	199

Figure 21 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillés) et simulation numérique issues du modèle modifié (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au 1/22^{ème}. Etats de charge des batteries Li-Ion. 200

CHAPITRE 4 : Modélisation d'un système Pile à Combustible hybridée

I. Introduction

Ce quatrième et dernier chapitre est consacré à la création et à l'exploitation d'un modèle numérique du système électrique hybride complet, comprenant un système PàC et des batteries Lithium-Ion. Le modèle ici décrit est dit systémique. Cela signifie qu'il ne simule pas tous les phénomènes physiques réellement mis en jeu, mais qu'il permet de calculer des grandeurs clés en se basant sur des sous-modèles de chaque élément du système hybride. Ainsi, plusieurs sous-modèles sont couplés afin d'étudier les interactions qui existent entre chaque élément du système hybride (PàC et batteries Li-ion). Ces sous-modèles numériques sont développés sous Matlab Simulink®, logiciel de programmation objet permettant de coder à l'aide de boîtes reliées entre elles par des "connecteurs". Cette méthode est particulièrement bien adaptée à la modélisation de systèmes composés de plusieurs sous-systèmes (imbrication des boîtes les unes dans les autres) et permet une modularité très aisée. Les sous-systèmes créés peuvent facilement être reliés entre eux après avoir été testés indépendamment. Par ailleurs, Matlab Simulink® est une plateforme très adaptée pour la modélisation de systèmes dépendant du temps.

En plus des sous-modèles développés sous Matlab Simulink®, des programmes sont réalisés sous Matlab® afin d'analyser les mesures expérimentales présentées aux chapitres 2 et 3 et d'en extraire les paramètres indispensables aux modèles numériques de PàC et de batteries. Ainsi, les sous-modèles créés en Matlab Simulink® sont rendus représentatifs des objets testés expérimentalement.

L'objectif du modèle de système hybride est de pouvoir tester numériquement des architectures électriques avant de les expérimenter réellement. Le fait de pouvoir tester numériquement une architecture électrique présente plusieurs avantages clés. Par exemple, pour une architecture d'hybridation indirecte, un tel modèle numérique peut permettre de tester la logique de commande du ou des convertisseurs électriques qui seront utilisés. Il est alors possible d'envisager des lois complexes [1–3] et de les modifier rapidement, sans subir les aléas des essais expérimentaux (temps d'essai, temps de préparation, temps de recharge des batteries, risque de dommages irréversibles sur des éléments, etc.).

Pour une architecture d'hybridation directe (sans recourir à un convertisseur électrique entre la PàC et les batteries Li-Ion), un modèle numérique est indispensable. En effet, la mise au point de l'hybridation directe est assez complexe car à tout moment, les tensions de la PàC et des batteries Li-Ion sont égales (connexion en parallèle). Ainsi, l'hybridation directe requiert un dimensionnement fin de la PàC et des batteries : tension de la PàC et des batteries, nombre de cellules PàC, nombre d'éléments de batteries Li-Ion et capacité des batteries. Or, comme cela a été expliqué et montré au chapitre 3, la réponse en tension d'une batterie Li-Ion est complexe et dépend de l'histoire des sollicitations que la batterie a subies (état de charge et relaxation). La réponse en tension des batteries Li-Ion sera donc étroitement liée au profil de charge qui leur sera appliqué. Et comme le dimensionnement de la PàC (nombre de cellules et donc tension) dépend directement des caractéristiques des batteries, il est nécessaire de pouvoir savoir à l'avance comment l'ensemble du système hybride réagira à une sollicitation donnée.

Dans une première partie sera présenté en détails le modèle numérique de la PàC qui a été introduit au chapitre 2. On présentera également la méthode utilisée pour caler ce modèle numérique sur les mesures présentées au chapitre 2. Dans une seconde partie, le modèle numérique de batteries Li-Ion sera développé ainsi que la méthode d'identification de ses paramètres à l'aide des mesures présentées au chapitre 3. Une troisième partie sera consacrée à la constitution du modèle numérique du système hybride et à son exploitation pour le dimensionnement du banc expérimental présenté au chapitre 3. Dans cette même partie, des comparaisons entre les résultats du modèle numérique et ceux des essais expérimentaux présentés au chapitre 3 seront proposées.

II. Modèle numérique de PàC

Dans cette section est présenté le modèle numérique de PàC qui a déjà été succinctement présenté au chapitre 2. La méthode d'identification des paramètres du modèle est également présentée en détail ainsi que la comparaison des résultats du modèle avec des mesures expérimentales.

II.1. Modèle général de la réponse en tension d'une PàC

Comme expliqué dans le chapitre 2, la réponse en tension d'une cellule de PàC s'exprime comme la différence entre la tension thermodynamique réversible et des pertes dues à l'activation de la réaction, à la diffusion des gaz et aux résistances ohmiques [4–7] :

$$U_{PàC} = E_{rev} - U_{act} - U_{diff} - R_{ohm}I_{PàC} [V] \quad (1)$$

La tension d'un stack de PàC étant simplement cette tension de cellule multipliée par le nombre de cellules du stack :

$$U_{stack} = n_{cell} U_{PàC} \quad (2)$$

Dans le cas du modèle présenté ici, on souhaite prendre en compte les effets de charge et de décharge des électrodes lors des variations de courant demandé à la PàC. Pour cela, on représente la PàC par un circuit électrique équivalent comprenant un circuit RC (Figure 1). Cette méthode a été utilisée dans plusieurs travaux sur les PàC et permet une bonne représentation de son comportement [2,4,5].

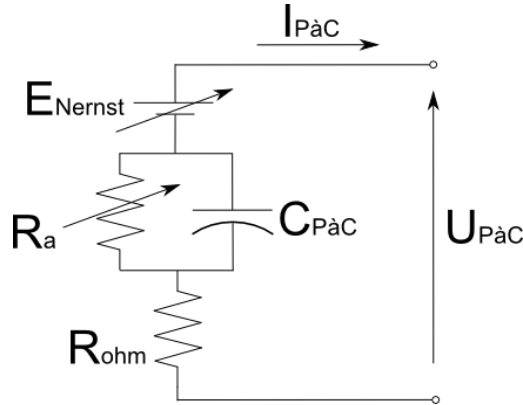


Figure 1 : Circuit électrique équivalent de la PàC permettant de calculer sa réponse en tension de façon dynamique.

Dans cette représentation dynamique de la réponse en tension de la PàC, l'expression de $U_{PàC}$ devient :

$$U_{PàC} = E_{rev} - U_{C_{PàC}} - R_{ohm} I_{PàC} \quad (3)$$

On rappelle l'expression de la tension thermodynamique réversible E_{rev} donnée au chapitre 2 :

$$E_{rev} = \frac{-\Delta G^0}{2\mathfrak{F}} + \frac{\Delta S}{2\mathfrak{F}} (T_{PàC} - T_{ref}) + \frac{RT_{PàC}}{2\mathfrak{F}} \left[\ln(p_{H_2}) + \frac{1}{2} \ln(p_{O_2}) \right] \quad (4)$$

Cette expression dépend de la température de la PàC et des pressions partielles des gaz (hydrogène p_{H_2} et oxygène p_{O_2}). On rappelle que ΔG^0 est la variation d'enthalpie libre (-237.10³ J/mol), ΔS est la variation d'entropie de la réaction (-163 J/mol.K), R est la constante des gaz parfaits (8.314 J/mol.K) et \mathfrak{F} est la constante de Faraday (96485 C).

La résistance R_a permet de modéliser les pertes d'activation et de diffusion grâce aux équations suivantes :

$$R_a = \frac{U_{act} + U_{diff}}{I_{PàC}} [\Omega] \quad (5)$$

Les pertes d'activations sont données par :

$$U_{act} = -[\zeta_1 + \zeta_2 T_{PàC} + \zeta_3 T_{PàC} \ln(I_{PàC}) + \zeta_4 T_{PàC} \ln(C_{O_2})] [V] \quad (6)$$

où $C_{O_2} = \frac{P_{O_2}}{5.08e6 \exp(-498/T_{PàC})}$ est la concentration en oxygène entre la cathode et la couche catalytique [mol/cm³]. Les pertes de diffusion quant à elles sont obtenues grâce à l'expression suivante :

$$U_{diff} = -B \ln\left(1 - \frac{J}{J_{max}}\right) [V] \quad (7)$$

où J et J_{max} sont respectivement la densité de courant et la densité de courant maximale de la PàC [A/cm²]. La densité de courant maximale notée J_{max} est prise comme étant la densité de courant telle que $U_{PàC} = 0.54 V$. Le calcul des pertes d'activation et des pertes de diffusion requiert de connaître les paramètres utilisés dans les équations (6) et (7), les ζ_i et B . Ces cinq paramètres sont propres à chaque PàC. Ils sont déterminés par identification à des mesures expérimentales, ce qui permet de « caler » le modèle numérique afin de le rendre représentatif de la PàC à modéliser.

Les équations (4) et (6) dépendent des pressions partielles des gaz réactifs. En ce qui concerne l'hydrogène, la pression partielle est la pression absolue du gaz puisque sa concentration vaut 1. Pour l'oxygène, la pression partielle est donnée par la relation suivante entre la pression absolue du gaz et sa fraction molaire moyenne :

$$p_{O_2} = P_c \cdot \overline{X_{O_2}} \quad (8)$$

La pression partielle d'oxygène dans la cathode varie. Cette variation peut avoir deux origines. Tout d'abord, la pression dans la cathode varie en raison des pertes de charge le long des canaux. On supposera dans le reste de l'étude que cette variation est négligeable et on utilisera la valeur de la pression en entrée de la cathode. La pression partielle varie également à cause de la fraction molaire de l'oxygène. En effet, la réaction électrochimique consomme l'oxygène présent dans l'air mais ne consomme pas l'azote. Ainsi la proportion d'oxygène diminue alors que celle d'azote reste constante. En sortie de cathode la fraction molaire d'oxygène dans l'air rejeté est nettement inférieure à celle en entrée de cathode. Il convient alors de prendre en compte cet effet. Dans notre cas, le modèle proposé étant un modèle dit 0D (pas de dimension spatiale prise en compte), on choisit d'utiliser la fraction molaire moyenne d'oxygène dans la cathode. Celle-ci est donnée par l'équation suivante :

$$\overline{X_{O_2}} = \frac{1}{2} \left[X_{O_2,in} + \frac{\lambda_c - 1}{\frac{\lambda_c}{X_{O_2,in}} - 1} \right] \quad (9)$$

où $X_{O_2,in}$ est la fraction molaire d'oxygène dans l'air entrant (0.21) et λ_c est le facteur stœchiométrique de la cathode.

Revenons au calcul des tensions du circuit électrique équivalent de la PàC. La tension U_{Ra} ne peut être déterminée que si le courant I_{Ra} qui la traverse est connu. Or ce courant est a priori

inconnu. Par ailleurs, la tension $U_{C_{P\grave{a}C}}$ est à tout instant égale à la tension U_{R_a} la résistance R_a et la capacité $C_{P\grave{a}C}$ étant connectées en parallèle. La tension $U_{C_{P\grave{a}C}}$ obéit à la relation suivante :

$$C_{P\grave{a}C} \frac{dU_{C_{P\grave{a}C}}}{dt} = I_{C_{P\grave{a}C}} \quad (10)$$

où $I_{C_{P\grave{a}C}}$ est le courant qui traverse la capacité $C_{P\grave{a}C}$. D'après la loi de Kirshhoff, on a la relation suivante entre les courants :

$$I_{C_{P\grave{a}C}} = I_{P\grave{a}C} - I_{R_a} \quad (11)$$

En combinant les équations (10) et (11), on obtient la relation différentielle suivante [2] :

$$C_{P\grave{a}C} \frac{dU_{C_{P\grave{a}C}}}{dt} = I_{P\grave{a}C} - \frac{U_{R_a}}{R_a} \quad (12)$$

où U_{R_a} est la tension aux bornes de la résistance R_a qui est égale à la tension $U_{C_{P\grave{a}C}}$. La résolution de cette équation dans le modèle nécessite de la passer sous forme intégrale. En effet, les dérivateurs sont en général numériquement instables et conduisent souvent à des calculs divergents. En intégrant sur le temps l'équation (12) on obtient l'équation suivante :

$$U_{C_{P\grave{a}C}} = \int_0^t \left[\frac{1}{C_{P\grave{a}C}} \left(I_{P\grave{a}C} - \frac{U_{C_{P\grave{a}C}}}{R_a} \right) \right] dt \quad (13)$$

Dans l'équation (13) la capacité $C_{P\grave{a}C}$ étant constante, elle est sortie de l'intégrale. Par ailleurs, le courant $I_{C_{P\grave{a}C}}$ est calculé par l'équation (11), ce qui donne :

$$U_{C_{P\grave{a}C}} = \frac{1}{C_{P\grave{a}C}} \int_0^t I_{C_{P\grave{a}C}} dt \quad (14)$$

Enfin, pour résoudre l'équation (14), il est nécessaire de déterminer le courant $I_{C_{P\grave{a}C}}$. Pour déterminer le courant $I_{C_{P\grave{a}C}}$ il est indispensable de déterminer le courant I_{R_a} . Pour cela, on suppose que les courants $I_{C_{P\grave{a}C}}$ et I_{R_a} varient lentement dans le temps (devant le pas de temps du modèle) et de façon continue. Ainsi, on peut approximer le courant I_{R_a} à l'instant t , noté $I_{R_a}^t$, par l'expression suivante :

$$I_{R_a}^t = \frac{U_{C_{P\grave{a}C}}^{t-\Delta t}}{R_a^t} \quad (15)$$

où $U_{C_{P\grave{a}C}}^{t-\Delta t}$ est la solution de l'équation (14) au pas de temps précédent (l'intégrateur de l'équation (14) étant initialisé, la valeur $U_{C_{P\grave{a}C}}^{t=0}$ est une condition initiale du problème). L'équation (11) peut être réécrite de la façon suivante :

$$I_{C_{P\grave{a}C}}^t = I_{P\grave{a}C}^t - I_{R_a}^t \quad (16)$$

Le courant $I_{PàC}^t$ dans l'équation (16) est une entrée du modèle de PàC. Le courant $I_{PàC}^t$ est soit imposé en fonction du temps par un fichier créé par l'utilisateur, soit il est déterminé par un modèle représentant le mode d'hybridation. Dans ce cas, le courant de la PàC $I_{PàC}^t$ est régulé par un PID (Proportional Integral Derivator) pour satisfaire une demande de puissance (cas de l'hybridation indirecte) ou bien pour satisfaire une condition sur la tension de la PàC (cas de l'hybridation directe). Le modèle de régulation des courants (PàC et batteries) sera présenté plus loin.

Le dernier terme à calculer pour obtenir la tension de la PàC (équation (3)) est la résistance ohmique de la cellule. La résistance de la cellule est décomposée en parties, l'une liée aux résistances de contact et l'autre liée à la résistance de la membrane. On a alors :

$$R_{ohm} = R_{cont} + R_{mem} \quad (17)$$

Dans l'équation (17), R_{cont} est une constante (comme proposé par Andújar et al. [6]) et la résistance de la membrane R_{mem} est donnée pour une membrane Nafion 115 (membrane des cellules du système Bahia) par les relations suivantes proposées par Zhao et al. [7] :

$$R_{mem} = \frac{r_{mem} \ell}{A} [\Omega] \quad (18)$$

$$r_{mem} = \frac{181.6[1+0.03J+0.062(T_{PàC}/303)^2 J^{2.5}]}{[\lambda-0.634-3J]\exp[4.18(T_{PàC}-303)/T_{PàC}]} [\Omega.cm] \quad (19)$$

La résistance électrique de la membrane donnée en équation (18) dépend de la résistivité du matériau, de l'épaisseur ℓ et de la surface A de la membrane. La résistivité r_{mem} donnée en équation (19) dépend de la densité de courant J , de la température de la PàC, et du contenu en eau de la membrane, noté λ . Le contenu en eau de la membrane mesure le nombre de molécules d'eau par site SO^{3-} dans la membrane. Ce paramètre varie entre 0 et 20 environ selon l'humidité relative. Yang et al. présentent dans leurs travaux [8] des données relatives à une membrane de Nafion 115. La Figure 2 réalisée par Yang et al. montre que le Nafion 115 a un contenu en eau d'environ 11 pour une humidité relative de 100 %. On suppose dans la suite que les gaz sont saturés en eau et donc que l'humidité relative est de 100 % dans notre cas. Ainsi on prend pour λ une valeur de 11.

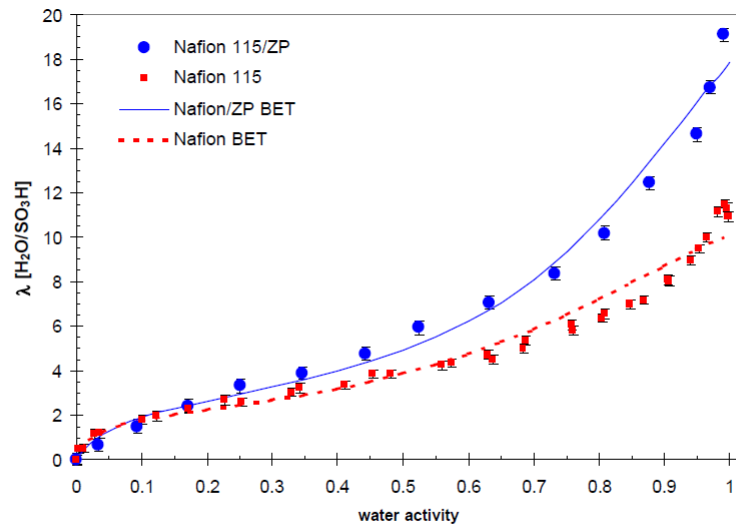


Fig. 3. Water uptake of Nafion 115 and Nafion 115/ZP (25 wt.%) composite membranes at 80 °C. The data were fit to finite layer BET isotherms (Eq. (7)) with fitting parameters—Nafion 115: $\lambda_m = 2$, $c = 35$, $n_L = 9.2$; Nafion/ZP composite: $\lambda_m = 2.6$, $c = 17$, $n_L = 12.8$.

Figure 2 : Tirée de [8]. Adsorption d'eau pour une membrane Nafion 115 (rouge) et une membrane composite Nafion 115/Zirconium Phosphate (bleu) (25 % masse) à 80 °C. Les données sont ajustées par une équation (traits pleins).

Le modèle de la réponse en tension de la PàC est désormais établi. Cependant pour que ce modèle soit fonctionnel, il est nécessaire de déterminer les valeurs des paramètres de ce modèle, qui doivent être obtenues par identification à des mesures expérimentales. Cette identification des paramètres est présentée dans la section suivante.

II.2. Identification des paramètres du modèle

II.2.1. Méthode

La présente section est consacrée à l'identification des paramètres du modèle de PàC. Le programme réalisé afin d'identifier les paramètres du modèle utilise comme données d'entrées des mesures réalisées sur la PàC. On présente ici la méthode spécifiquement utilisée pour l'identification des paramètres du système Bahia. La même méthode a été implémentée et utilisée pour identifier les paramètres du système IMHOTEP.

Les mesures utilisées ici sont celles réalisées lors des essais en altitude du système Bahia et qui ont été présentées au chapitre 2. Les données d'entrées du programme d'identification sont le courant, la tension, la température du stack, le facteur stœchiométrique air et la pression en entrée de la cathode (pression de l'air ambiant plus la surpression du compresseur d'air). On rappelle que les paramètres à déterminer sont les ζ_i des pertes d'activation (équation (6)) et le paramètre B des pertes de diffusion (équation (7)). Une méthode de moindres carrés est utilisée pour déterminer les paramètres qui représenteront au mieux l'ensemble des mesures. Une matrice de N lignes et de 6 colonnes contient les N valeurs expérimentales des 6 entrées nécessaires et citées ci-dessus. La

tension de cellule est écrite sous la forme d'une somme de fonctions dépendantes des données d'entrée (courant, pression, température, etc.) et affectées des paramètres du modèle :

$$U_{mod,k} = \sum_{l=1}^{p=5} x(l) f_l(I_{PàC,k}, T_{PàC,k}, P_{O_2,k}) + C_k, x \in \mathbb{R}^p, k = 1 \text{ à } N \quad (20)$$

Dans cette expression, le vecteur C_k est la somme de la tension thermodynamique réversible et des pertes d'activation, calculés sans recourir à des paramètres :

$$C_k = E_{rev,k} - R_{ohm} I_{PàC} \quad (21)$$

Le processus de détermination des paramètres du modèle revient alors à déterminer le vecteur x des paramètres tel que :

$$\sum_{k=1}^N \left[\sum_{l=1}^{p=5} (x(l) f_l(I_{PàC,k}, T_{PàC,k}, P_{O_2,k})) + C_k - U_{mes,k} \right]^2 \text{ soit minimum} \quad (22)$$

Les notations *mod* et *mes* désignent respectivement les données modélisées et les données mesurées. Afin de simplifier l'expression (22), on introduit la matrice M définie par :

$$M_{k,l} = [f_l(I_{PàC,k}, T_{PàC,k}, P_{O_2,k})] \quad (23)$$

$$M_k = \left[1 - T_{PàC,k} - T_{PàC,k} \ln(I_{PàC,k}) - T_{PàC,k} \ln(C_{O_2,k}) - \ln \left[1 - \frac{J_k}{J_{max,k}} \right] \right] \quad (24)$$

Ainsi, le processus de détermination des paramètres peut s'écrire plus simplement sous la forme suivante :

$$x | \|Mx - U_{mes}\|^2 \text{ soit minimum} \quad (25)$$

La solution au problème défini par l'équation (25) est donnée par l'équation (26) :

$$x = (M^t M)^{-1} \cdot M^t U_{mes} \quad (26)$$

Comme expliqué précédemment, une matrice de dimension $N \times 6$ est construite et contient les mesures réalisées lors des essais en altitude du système Bahia (présentés au chapitre 2). Ces essais ont été réalisés à trois altitudes différentes et à cinq facteurs stœchiométriques air différent. Ainsi, la matrice U_{mes} regroupe 11 852 points de mesures (N) assurant une plage de variation conséquente des données d'entrées du programme de détermination des paramètres du modèle (pression ambiante, stœchiométrie, température).

II.2.2. Résultats

Afin de qualifier la représentativité du modèle, on calcule le coefficient de corrélation et l'erreur quadratique moyenne pour chaque expérience utilisée et pour l'ensemble des données de mesures utilisées.

II.2.2.1) Résultats préliminaires

Les résultats préliminaires sont obtenus grâce au modèle tel qu'il est présenté dans la section II.2.1. Les paramètres obtenus grâce au programme précédemment présenté sont reportés dans le Tableau 1.

ζ_1	ζ_2	ζ_3	ζ_4	B
-0.4052	0.0048	$-1.088e^{-4}$	$2.794e^{-4}$	0.0746

Tableau 1 : Paramètres du modèle initial pour le système Bahia Hélión.

La Figure 3 et la Figure 4 présentent les résultats de simulation du modèle comparés aux mesures expérimentales présentées au chapitre 2 pour les cas 200 m $\lambda_c = 2.5$ et 1 200 m $\lambda_c = 2$ respectivement. Il apparaît clairement que l'accord entre simulation et mesures est meilleur dans le second cas présenté que dans le premier. Cependant, pour le premier cas (200 m $\lambda_c = 2.5$), l'erreur maximale est d'environ 30 mV à une densité de courant de 0.75 A.cm^{-2} , soit une erreur de 4.6 %.

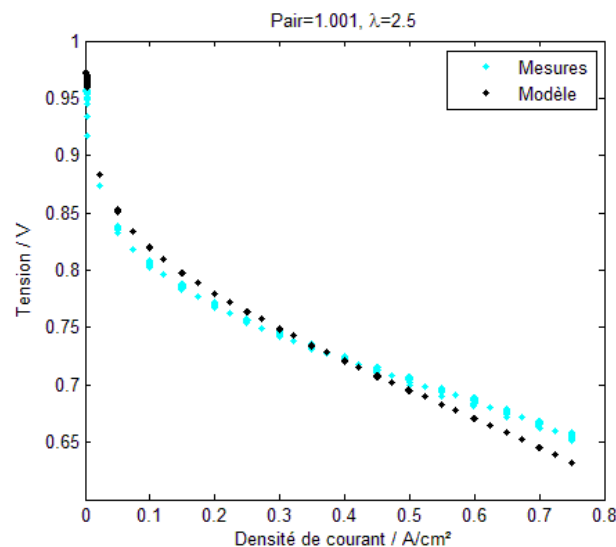


Figure 3 : Comparaison entre mesures expérimentales (turquoise) et simulation numérique (noir). Essais du système Bahia Hélión à 200 m d'altitude et à $\lambda_c = 2.5$ (résultats expérimentaux présentés au chapitre 2).

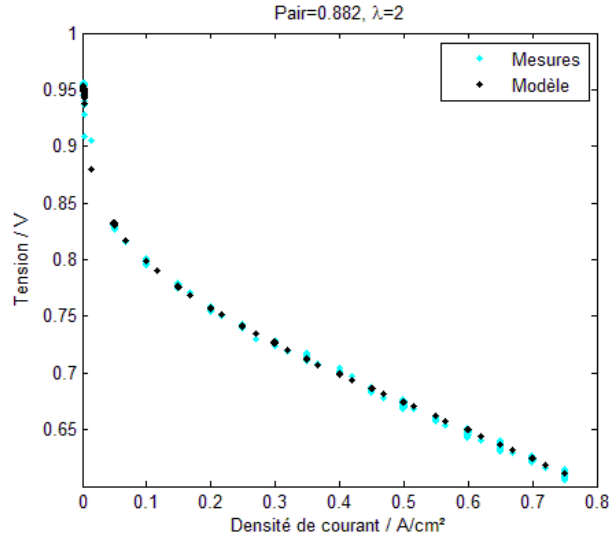


Figure 4 : Comparaison entre mesures expérimentales (turquoise) et simulation numérique (noir). Essais du système Bahia Hélon à 1 200 m d'altitude et à $\lambda_c = 2$ (résultats expérimentaux présentés au chapitre 2).

Cette différence entre simulation numérique et mesures expérimentales a été observée pour d'autres cas, ce qui conduit à la conclusion que le modèle est plus ou moins précis selon les cas étudiés. Or il est souhaitable que le modèle soit le plus fiable possible sur l'ensemble des cas étudiés. Sur l'ensemble des cas étudiés, la déviation standard est de 8.7 mV et l'erreur quadratique moyenne est de 8.7 mV. La déviation standard maximale est de 13.3 mV et l'erreur quadratique moyenne maximale est de 13.7 mV et ce pour le cas 1 200 m $\lambda_c = 1.5$.

Afin d'accroître la précision du modèle sur les cas les moins bien représentés, il est décidé d'apporter une modification à ce dernier.

II.2.2.2) Résultats du modèle optimisé

Le modèle présenté en section II.1 est modifié afin d'accroître sa précision. La difficulté majeure de ce modèle étant sa représentativité pour de nombreuses valeurs différentes de pression partielle d'oxygène, on suppose que le paramètre pression partielle d'oxygène joue un rôle clé et qu'il doit être réintroduit dans le modèle. De plus, les erreurs du modèle étant maximales pour les fortes densités de courant, il est supposé que la pression partielle d'oxygène devrait être introduite dans le calcul des pertes de diffusion. Plusieurs expressions modifiées des pertes de diffusion sont testées numériquement. Après analyse, l'expression des pertes de diffusion qui offre les meilleurs résultats est la suivante [9] :

$$U_{diff} = -B_2(P_{O_2})^3 \ln\left(1 - \frac{J}{J_{max}}\right) [V] \quad (27)$$

Avec cette version modifiée du modèle, la déviation standard sur l'ensemble des données expérimentales est de 5.7 mV et l'erreur quadratique moyenne est de 5.7 mV. La déviation standard maximale est réduite à 11.2 mV et l'erreur quadratique moyenne maximale à 11.2 mV. Les paramètres obtenus avec ce modèle modifié sont reportés dans le Tableau 2.

ζ_1	ζ_2	ζ_3	ζ_4	B_2
-0.4587	0.0020	$-1.049e^{-4}$	$9.718e^{-5}$	15.06

Tableau 2 : Paramètres du modèle modifié pour le système Bahia Hélión.

La Figure 5 présente les comparaisons entre les simulations numériques obtenues à l'aide du modèle modifié et les mesures expérimentales sur l'ensemble des cas étudiés. Pour tous les cas étudiés, on constate une bonne concordance entre simulations et mesures.

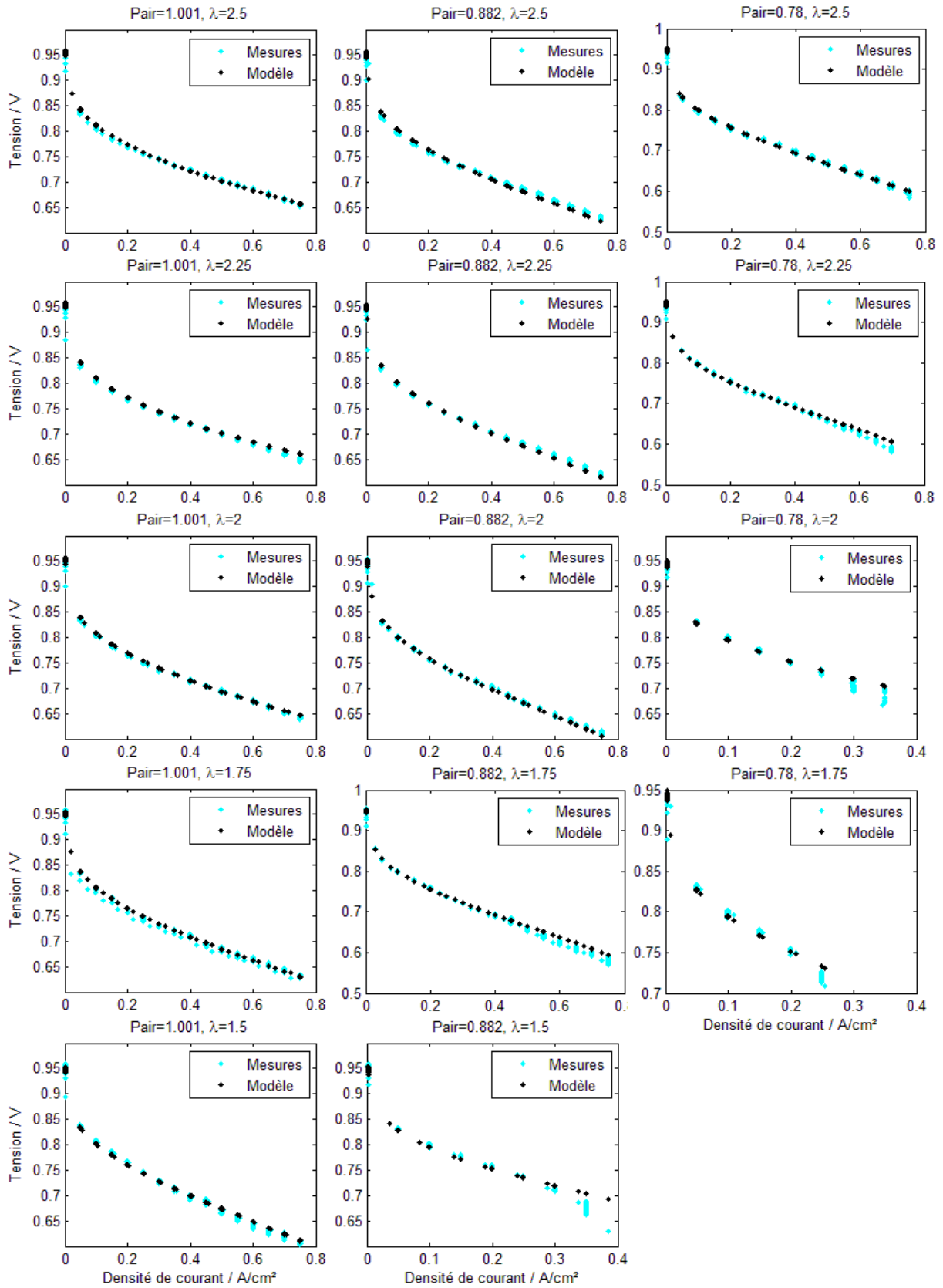


Figure 5 : Comparaison entre simulations numériques issues du modèle modifié et mesures expérimentales pour tous les cas étudiés.

La précision du modèle est diminuée à haute densité de courant pour les faibles valeurs de pression partielle. On constate que pour les cas 200 m d'altitude la concordance entre simulations et mesures est excellente quel que soit le facteur stœchiométrique air.

II.3. Conclusion

Le modèle numérique de PàC présenté et développé dans cette partie est issu de travaux initiés par Amphlett et al. [10]. Ce modèle est largement utilisé et reconnu pour sa précision et sa simplicité d'exécution étant un modèle OD. Communément, les paramètres de ce modèle sont déterminés grâce à un jeu de mesures expérimentales. Dans les travaux présentés ici, les paramètres ont été déterminés grâce à 14 jeux de mesures expérimentales, regroupant 11 852 points de mesures. Ainsi, les paramètres ont été déterminés en considérant des conditions expérimentales très variées. Le modèle numérique initial a été modifié afin d'accroître sa précision sur l'ensemble des cas étudiés. Le modèle modifié proposé ici (et dont les résultats ont fait l'objet d'une publication dans *International Journal of Hydrogen Energy*) offre des résultats très satisfaisants et permet de reproduire numériquement le fonctionnement du système Bahia Hélium sous des conditions ambiantes très variées (altitude et facteur stœchiométrique air). Ce modèle a été utilisé pour réaliser les travaux présentés au chapitre 2 concernant le choix de l'oxydant dans le cadre des applications à haute altitude. Dans la suite des travaux présentés, ce modèle numérique sera utilisé afin de réaliser le modèle du système hybride complet comprenant une PàC et des batteries Li-Ion.

III. Modèle numérique de batterie Li-Ion

Dans cette section est présenté le modèle numérique de batteries Li-Ion qui est utilisé dans cette étude ainsi que la méthode d'identification des paramètres du modèle grâce à des mesures expérimentales présentées au chapitre 3.

III.1. Modèle numérique et méthode de résolution

III.1.1. Modèle numérique

Tout comme pour le modèle de PàC, le modèle de batteries Li-Ion repose sur un circuit électrique équivalent. Ce circuit électrique est en réalité composé de deux circuits couplés : l'un permet de calculer l'état de charge de la batterie et le second permet de calculer la réponse en tension de la batterie (Figure 6). Ce modèle basé sur un circuit électrique équivalent tel que présenté en Figure 6 a été introduit par Chen et Rincón-Mora [4] et utilisé dans des études concernant l'hybridation de PàC avec des batteries Li-Ion, notamment celle réalisée par Erdinc et al. [2].

Sur la Figure 6, le circuit de droite permet le calcul de l'état de charge de la batterie (SOC) en considérant le courant qui lui est demandé I_{bat} (entrée du modèle). La capacité C_{bat} de ce circuit

représente la capacité de la batterie et la résistance R_{AD} permet de prendre en compte l'autodécharge de la batterie lorsqu'elle est stockée (ici on a imposé $R_{AD} = 10^9 \Omega$ pour ne pas prendre en compte cet effet). La tension calculée U_{SOC} représente l'état de charge de la batterie et est donc comprise entre 0 et 1. Le circuit de gauche sur la Figure 6 permet quant à lui le calcul de la réponse en tension U_{bat} . Le circuit est composé d'une source de tension connectée en série avec une résistance et deux circuits RC (résistance et capacité en parallèle). La source de tension est la tension de circuit ouvert de la batterie, calculée en fonction de l'état de charge, d'où le couplage entre les deux circuits électriques. La résistance en série permet de modéliser la résistance interne de la batterie et les deux circuits RC permettent eux de modéliser la relaxation de la batterie à deux échelles de temps (temps courts et temps longs). Les valeurs des résistances et des capacités du circuit dépendent de l'état de charge.

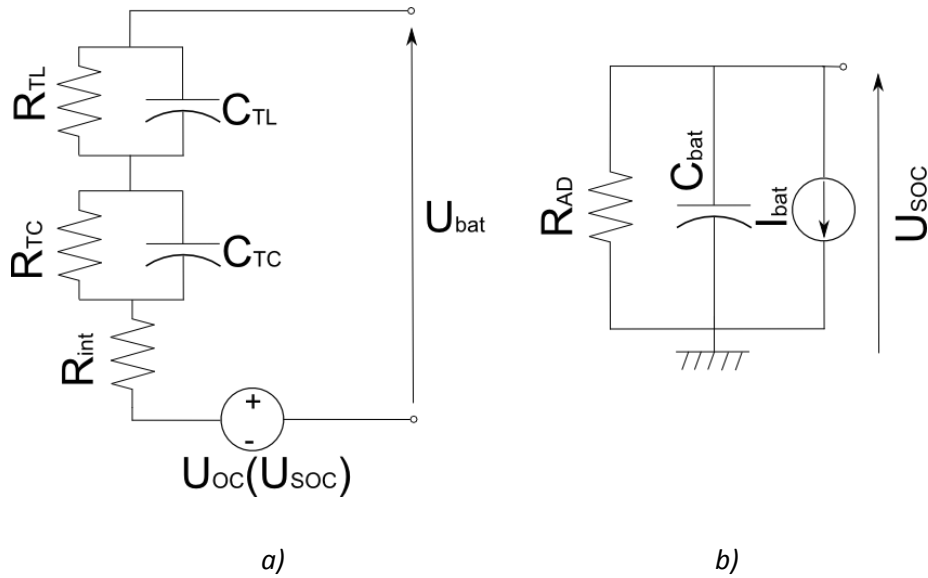


Figure 6 : Circuits électriques équivalents de la batterie Li-Ion permettant de calculer sa réponse en tension de façon dynamique. a) : le circuit électrique permettant le calcul de la réponse en tension de la batterie ; b) : le circuit électrique permettant le calcul de l'état de charge de la batterie.

La réponse U_{bat} de la batterie est donnée par l'équation (28) :

$$U_{bat} = \underbrace{U_{OC}(U_{SOC})}_{\text{OCV en fonction du SoC}} - \underbrace{U_{C_{TC}}}_{\text{relax temps courts}} - \underbrace{U_{C_{TL}}}_{\text{relax temps longs}} - \underbrace{R_{int} I_{bat}}_{\text{Résistance interne}} \quad (28)$$

III.1.2. Méthode de résolution

Le modèle de batterie reçoit comme donnée d'entrée le courant demandé à la batterie. La résolution commence par le calcul de l'état de charge. Si la batterie est totalement rechargée initialement, la condition $U_{SOC}(t = 0) = 1$ est imposée. On a alors :

$$U_{SOC} = 1 - \int_0^t \left[\frac{1}{C_{bat}} \left(I_{bat} - \frac{U_{C_{bat}}}{R_{AD}} \right) \right] dt \quad (29)$$

La méthode employée pour effectuer ce calcul est la même que celle employée dans le calcul de la tension de la PàC (équations (14), (15) et (16)). On a donc :

$$U_{SOC} = 1 - \frac{1}{C_{bat}} \int_0^t I_{C_{bat}} dt \quad (30)$$

En posant la même hypothèse concernant l'évolution temporelle lente (devant le pas de temps du modèle) des courants, on écrit le courant dans la résistance R_{AD} de la façon suivante :

$$I_{R_{AD}}^t = \frac{U_{C_{bat}}^{t-\Delta t}}{R_{AD}} \quad (31)$$

On peut alors calculer $I_{C_{bat}}$ par la loi de Kirshhoff :

$$I_{C_{bat}}^t = I_{bat}^t - I_{R_{AD}}^t \quad (32)$$

Une fois l'état de charge calculé, on détermine les valeurs de tension de circuit ouvert, résistance série et résistances et capacités aux temps courts et aux temps longs. Celles-ci sont données par des fonctions de l'état de charge introduites par Chen et Rincón-Mora [4]. Comme Chen et Rincón-Mora le précisent dans leurs travaux, le modèle introduit ci-dessus ne considère pas les effets du vieillissement de la batterie, ni ceux de la température sur sa réponse en tension. On suppose donc que la température de la batterie n'affecte pas sa réponse en tension. Cependant, nous savons d'ores et déjà que cette hypothèse est discutable, puisque comme cela a été présenté au chapitre 3, une élévation conséquente de la température de la batterie est mesurée lorsqu'on lui demande un courant supérieur à 20 A. De plus, il semble que la réponse en tension soit affectée par cette élévation conséquente de la température. Néanmoins, le pic de puissance et donc les courants élevés demandés à la batterie durant le profil de vol sont de courte durée et on fait le choix de négliger les effets thermiques dans un premier temps. On a alors les relations suivantes :

$$U_{OC}(SoC) = a_1 \exp(a_2 SoC) + a_3 + a_4 SoC + a_5 SoC^2 + a_6 SoC^3 \quad (33)$$

$$R_{int}(SoC) = b_1 \exp(b_2 SoC) + b_3 \quad (34)$$

$$R_{TC}(SoC) = c_1 \exp(c_2 SoC) + c_3 \quad (35)$$

$$C_{TC}(SoC) = d_1 \exp(d_2 SoC) + d_3 \quad (36)$$

$$R_{TL}(SoC) = e_1 \exp(e_2 SoC) + e_3 \quad (37)$$

$$C_{TL}(SoC) = f_1 \exp(f_2 SoC) + f_3 \quad (38)$$

Dans les équations (33) à (38), les paramètres a_i , b_i , c_i , d_i , e_i et f_i sont déterminés par identification à des mesures expérimentales. Le processus complet d'identification de ces paramètres sera présenté plus loin.

Une fois les résistances et capacités du circuit électrique équivalent déterminés, la tension de la batterie est calculée. Pour cela, on calcule les tensions U_{CTC} et U_{CTL} grâce à la même méthode que celle employée pour le calcul de U_{SOC} .

Le modèle considère donc les dynamiques de réponse de la batterie (relaxations) et leurs variations en fonction de l'état de charge. La section suivante présente la méthode utilisée pour déterminer tous les paramètres du modèle numérique.

III.2. Identification des paramètres du modèle

III.2.1. Méthode

Comme expliqué ci-dessus, on souhaite déterminer les paramètres du modèle numérique en fonction de l'état de charge de la batterie grâce à des mesures expérimentales. Pour cela, on utilise la mesure de décharge pulsée à 1 A réalisée sur l'élément de référence et présentée au chapitre 3. On suppose que les paramètres du modèle ne dépendent pas du courant de la décharge pulsée qui permet de les déterminer ni de la température de l'élément de batterie, comme expliqué par Chen et Rincón-Mora [4]. Cette hypothèse est acceptable pour des courants de décharge raisonnables (quelques C) et pour une température n'étant pas trop élevée (jusqu'à environ 30 – 40 °C). Dans l'étude présentée ici, des courants de décharge importants sont appliqués aux batteries dont la température augmente significativement. Cependant, le temps de mise en œuvre du modèle et de caractérisation des éléments doit rester raisonnablement court et on suppose que les variations de tension dues à la température et aux courants élevés sont suffisamment faibles pour ne pas les prendre en compte. Une méthode d'extraction des paramètres du modèle est proposée par Knauff et al. [11] et détaillée ci-après.

III.2.1.1) Mesures expérimentales : décharge pulsée

Comme expliqué au chapitre 3, des décharges pulsées sont réalisées afin d'extraire les paramètres du modèle numérique (Figure 7). L'élément de référence est déchargé à 1 A jusqu'à ce que l'état de charge ait diminué de 5 %. On interrompt la décharge durant 20 minutes. Lors de l'interruption de la décharge, la relaxation de la tension de la batterie permet d'extraire les paramètres du modèle.

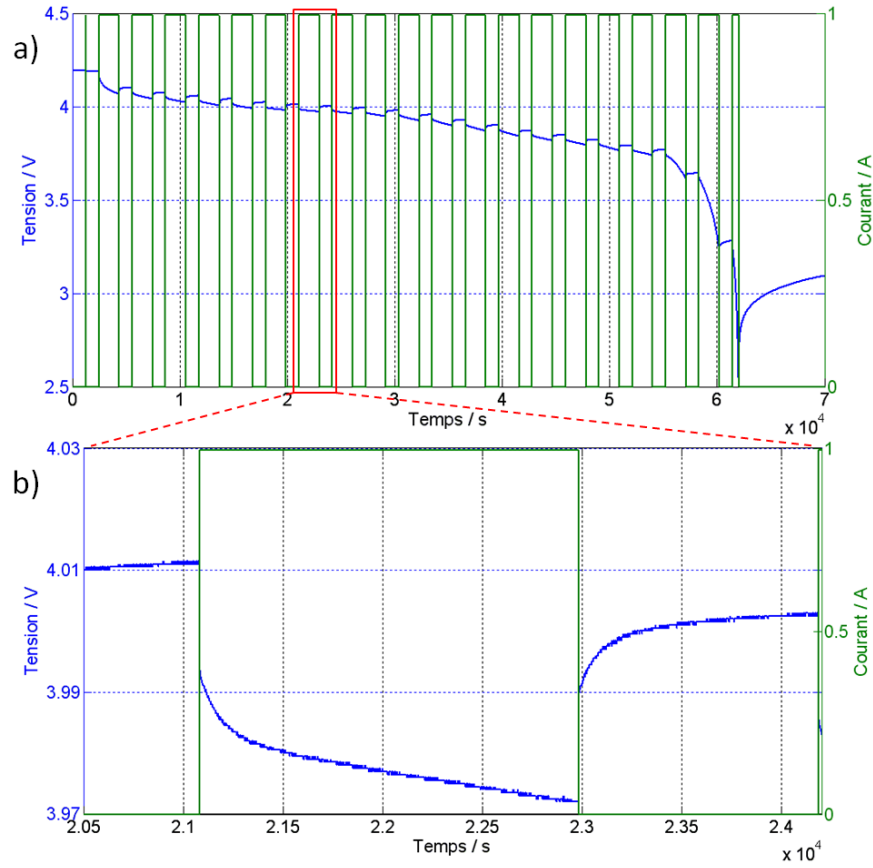


Figure 7 : a) : Courbe de décharge pulsée à 1 A avec relaxation tous les 5 % de SOC ; b) : Détail de la courbe de décharge pulsée.

III.2.1.2) Analyse des relaxations de tension

D'après Knauff et al. ([11]), le circuit présenté en Figure 6 peut être décrit par le système d'équations différentielles suivant (39) et (40) :

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & -(R_{TC}C_{TC})^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & -(R_{TL}C_{TL})^{-1} \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} (-C_{bat})^{-1} \\ (-C_{TC})^{-1} \\ (-C_{TL})^{-1} \end{bmatrix} I_{bat} \quad (39)$$

$$U_{bat} = \underbrace{g(X_1)}_{U_{OC}(SoC)} + \underbrace{X_2}_{U_{CTC}} + \underbrace{X_3}_{U_{CTL}} + R_{int}I_{bat} \quad (40)$$

avec :

$$X = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{SoC} \\ U_{SoC} \\ U_{CTL} \end{bmatrix} \quad (41)$$

Le vecteur d'états X a pour composantes l'état de charge (U_{SoC}), la tension U_{SoC} et la tension U_{CTL} . La tension de la batterie U_{bat} est alors donnée par l'équation (40).

Si l'on s'intéresse uniquement aux relaxations de la tension, et que l'on note t_0 l'instant à partir duquel le courant est ramené à 0 A, on peut écrire les relations suivantes :

$$U_{bat}(t_0^-) = g(X_1) + X_2 + X_3 + R_{int}I_{bat} \quad (42)$$

$$U_{bat}(t_0^+) = g(X_1) + X_2 + X_3 \quad (43)$$

où t_0^- est l'instant juste avant que le courant ne soit coupé et t_0^+ l'instant juste après. On peut alors écrire la résistance interne R_{int} de la façon suivante :

$$R_{int} = \frac{U_{bat}(t_0^-) - U_{bat}(t_0^+)}{I_{bat}} \quad (44)$$

Durant la période de relaxation de la tension, ayant $I_{bat} = 0$, la tension de la batterie peut s'écrire sous la forme suivante :

$$U_{bat}(t) = U_{bat,0} + \alpha_1 \exp(\beta_1 t) + \alpha_2 \exp(\beta_2 t) \quad (45)$$

La fonction Matlab « lsqnonlin » est alors utilisée sur chacune des courbes de relaxation mesurées afin de les représenter par l'équation (45) et de déterminer les constantes $U_{bat,0}$, α_1 , β_1 , α_2 et β_2 pour chaque état de charge analysé. Toujours d'après Knauff et al., les paramètres du modèle numérique sont donnés par les relations suivantes :

$$R_{TC} = -\frac{\alpha_1}{I_{bat}} \quad (46)$$

$$R_{TL} = -\frac{\alpha_2}{I_{bat}} \quad (47)$$

$$C_{TC} = -\frac{1}{R_{TC}\beta_1} \quad (48)$$

$$C_{TL} = -\frac{1}{R_{TL}\beta_2} \quad (49)$$

La tension $U_{bat,0}$ est la tension constante lorsque la relaxation est terminée, c'est-à-dire la tension de circuit ouvert $U_{OC}(SoC)$ à l'état de charge considéré. On obtient donc au final 6 paramètres pour chaque courbe de relaxation analysée. La Figure 8 présente un exemple d'analyse d'une courbe de relaxation de la tension. Cette courbe a été obtenue avec la batterie Spinel LiMn_2O_4 utilisée pour l'hybridation directe, à un état de charge de 30 %, lors d'une décharge pulsée à 1 A. La fonction « lsqnonlin » de Matlab utilisée permet de reproduire fidèlement la relaxation en tension de l'élément Li-Ion testé.

En analysant les courbes de relaxation des différents états de charge (21 courbes, de 100 % à 3.4 % de SoC), on obtient l'évolution de chacun des 6 paramètres en fonction de l'état de charge. Pour chaque paramètre, on utilise de nouveau la fonction Matlab « lsqnonlin » pour reproduire le plus fidèlement possible la variation dudit paramètre en fonction de l'état de charge. Ainsi, on trouve

les meilleurs paramètres a_i , b_i , c_i , d_i , e_i et f_i utilisés dans les équations (33) à (38) et qui permettent de reproduire l'évolution des résistances, des capacités et de la tension de circuit ouvert en fonction de l'état de charge.

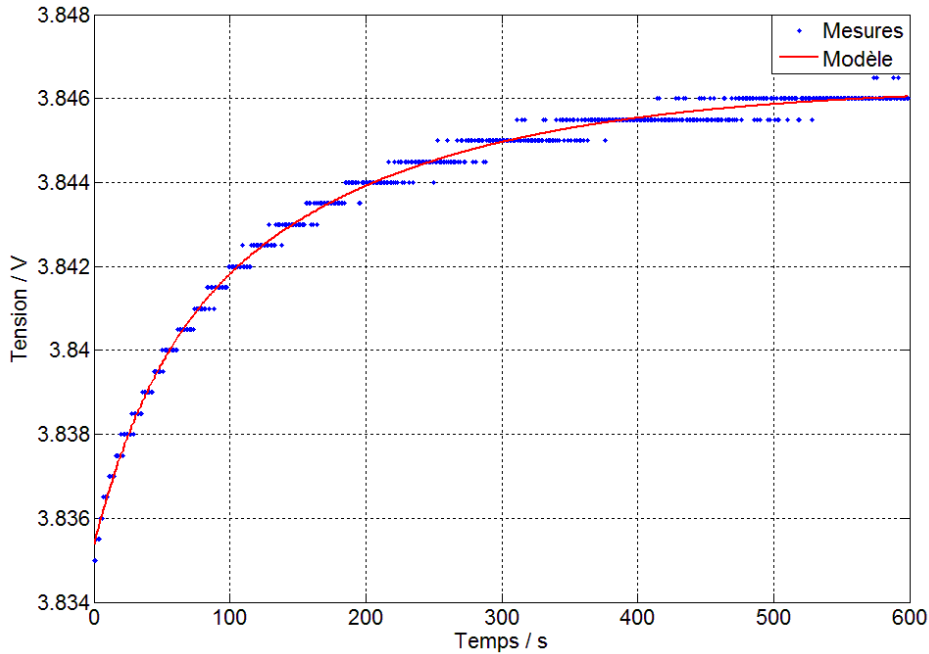


Figure 8 : Courbe de relaxation de la tension lors d'une décharge pulsée à 1 A, SoC = 30 %, batterie Spinel LiMn_2O_4 utilisée pour l'hybridation directe. Points bleus : mesures ; Courbe rouge : modèle numérique.

III.2.2. Résultats

Comme expliqué ci-dessus, la fonction « Isqnonlin » de Matlab est utilisée afin de reproduire l'évolution des paramètres $U_{OC}(\text{SoC})$, $R_{int}(\text{SoC})$, $R_{TC}(\text{SoC})$, $C_{TC}(\text{SoC})$, $R_{TL}(\text{SoC})$ et $C_{TL}(\text{SoC})$ (équations (33) à (38)). Afin d'obtenir une meilleure représentativité, l'équation (33) de la tension de circuit ouvert est modifiée et remplacée par l'équation (50) :

$$U_{OC}(\text{SoC}) = a_1 \exp(a_2 \text{SoC}) + a_3 + a_4 \text{SoC} + a_5 \text{SoC}^2 + a_6 \text{SoC}^3 + a_7 \text{SoC}^4 \quad (50)$$

La Figure 9 présente la tension de circuit ouvert en fonction de l'état de charge de la batterie. Les valeurs dites mesurées sont les $U_{bat,0}$ de l'équation (45) obtenus grâce à la fonction « Isqnonlin ». La tension de circuit ouvert évolue selon 4 régimes distincts. De 100 % à 90 % d'état de charge, l'OCV diminue rapidement. Puis on distingue deux zones d'évolution linéaire, de 90 % à 50 % puis de 50 % à 10 % d'état de charge. La pente de la seconde partie linéaire est légèrement plus marquée. Enfin, l'OCV diminue très soudainement à partir d'un état de charge de 10 %. Par ailleurs, l'expression (50) proposée pour modéliser la tension de circuit ouvert reproduit fidèlement les mesures.

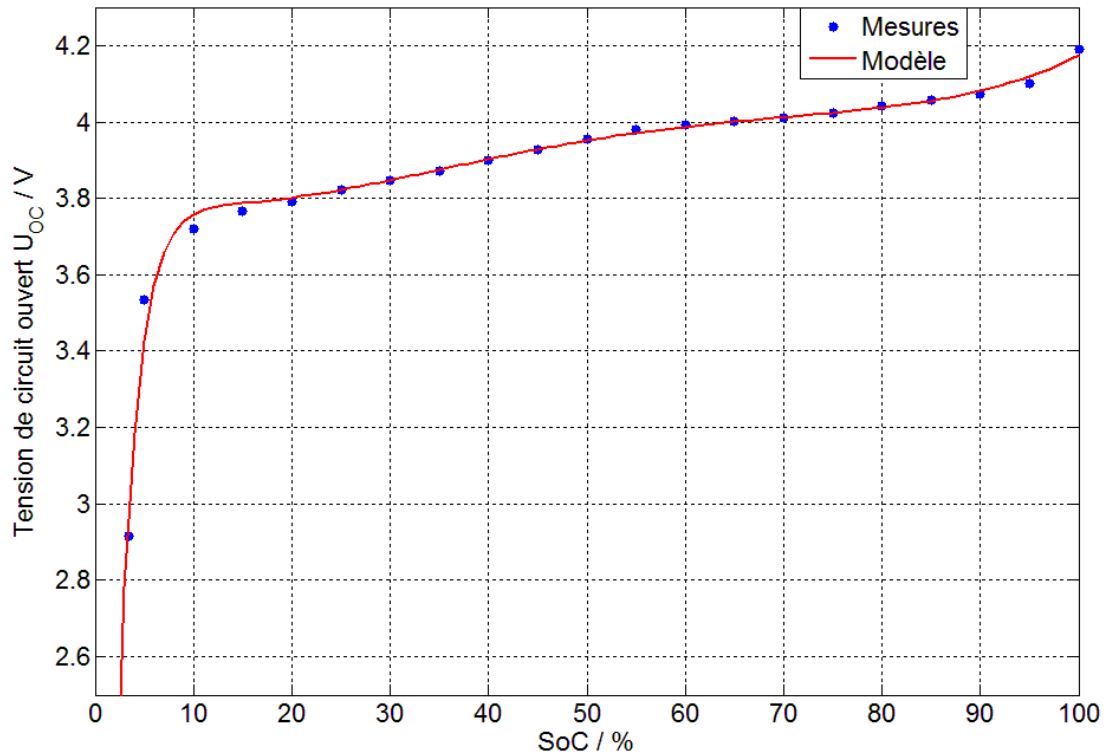


Figure 9 : Mesures issues des courbes de relaxation : Tension de circuit ouvert de la batterie Spinel LiMn_2O_4 utilisée pour l'hybridation directe. Mesures (points bleus) obtenues par identification des courbes de relaxation et expression analytique pour le modèle numérique (courbe rouge, équation (50)).

La Figure 10 présente les résultats obtenus pour les 5 autres paramètres du modèle numérique, à savoir R_{int} , R_{TC} , R_{TL} , C_{TC} et C_{TL} . Les points bleus représentent les mesures issues des courbes de relaxation de la tension et les courbes rouges représentent la fonction analytique utilisée dans le modèle numérique. On constate que les cinq paramètres de la Figure 10 sont plus ou moins constants sur la gamme d'état de charge 100 % à 10 %. On observe néanmoins une forte dispersion autour de la valeur moyenne pour chacun des paramètres. Les résistances augmentent très nettement lorsque l'état de charge atteint 10 à 5 %, alors que les capacités, elles, diminuent lorsque l'état de charge atteint 10 à 5 %. Ces mesures étant issues de l'identification des courbes de relaxation, il n'est pas surprenant que leurs valeurs soient relativement dispersées. En effet, il peut exister plusieurs jeux de paramètres α_1 , β_1 , α_2 , β_2 qui, associés à l'équation (45), permettent de reproduire des courbes de relaxation très proches. Les résultats des paramètres R_{int} , R_{TC} , R_{TL} , C_{TC} et C_{TL} présentés sur la Figure 10 sont en bon accord avec ceux obtenus par Chen et Rincón-Mora [4] et par Knauff et al. [11]. Dans ces deux études, les paramètres mesurés (R_{int} , R_{TC} , R_{TL} , C_{TC} et C_{TL}) sont également relativement dispersés. Cependant, les résultats du modèle numérique de batterie qui sont présentés dans ces deux études sont en très bon accord avec les mesures expérimentales.

Des comparaisons entre modèle numérique et mesures expérimentales seront présentées plus loin pour vérifier si les paramètres obtenus ici sont satisfaisants.

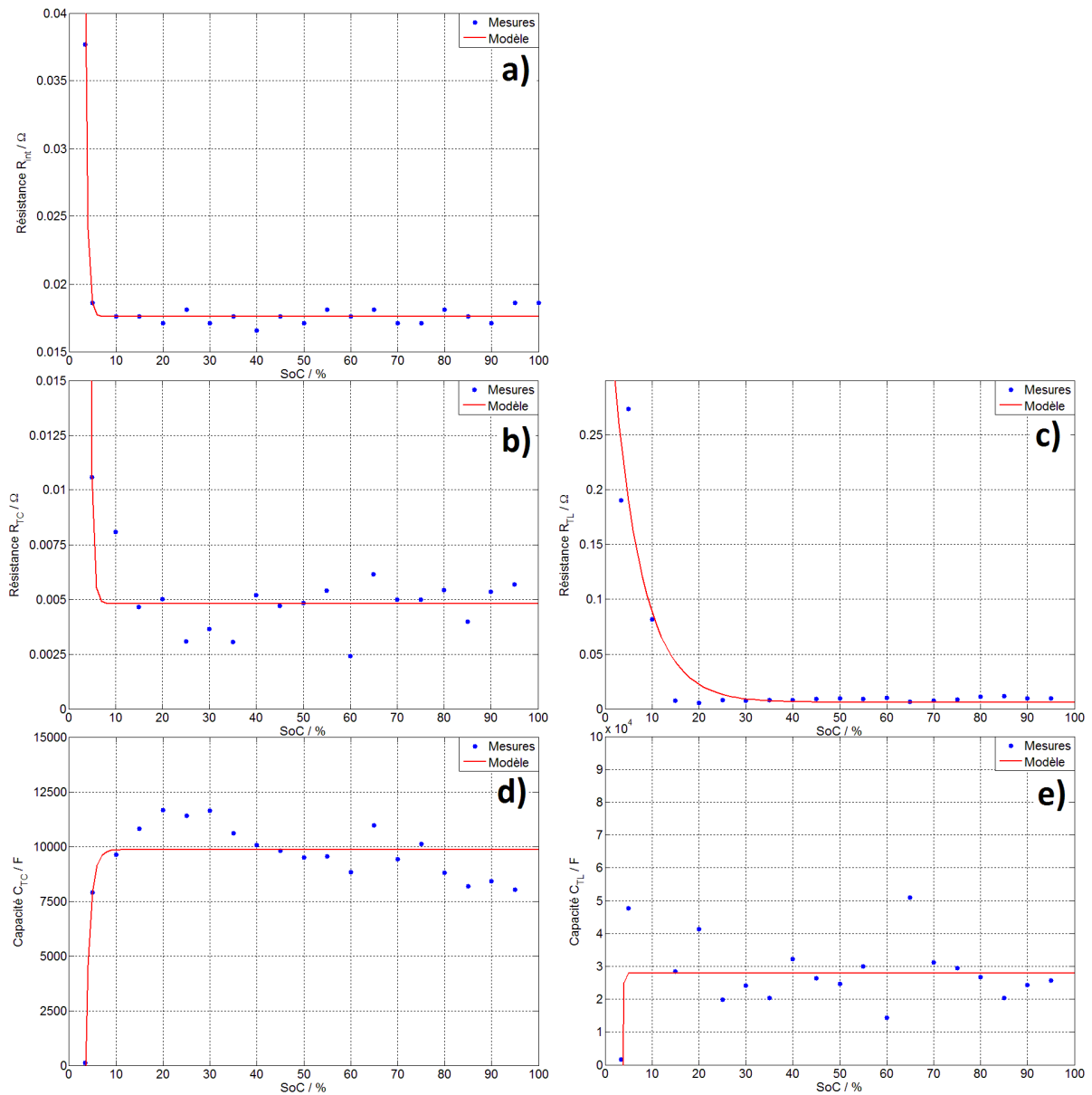


Figure 10 : Mesures issues des courbes de relaxation : a) R_{int} ; b) R_{TC} ; c) R_{TL} ; d) C_{TC} ; e) C_{TL} de la batterie Spinel LiMn_2O_4 utilisée pour l'hybridation directe. Mesures (points bleus) obtenues par identification des courbes de relaxation et expression analytique pour le modèle numérique (courbes rouges, équations (44) et (46) à (49)).

Enfin, Chen et Rincón-Mora [4] rapportent que les paramètres du modèle numérique ne varient quasiment pas en fonction du courant de la décharge pulsée qui permet de les déterminer. En conséquence, on se limite à la seule courbe de décharge pulsée à 1 A pour déterminer les paramètres du modèle présentés ici.

III.3. Validation du modèle par comparaison aux mesures

Comme expliqué précédemment, le modèle numérique de batterie a été calé grâce à une seule expérience : la décharge pulsée à 1 A. Les paramètres du modèle ont été déterminés pour différentes valeurs de l'état de charge (de 100 % à 3.4 % par pas de 5 %) puis ils ont été modélisés par des fonctions analytiques. Cette section est destinée à la comparaison du modèle numérique avec des mesures expérimentales. On se propose de comparer modèle et mesures sur une décharge pulsée à 5 A et sur une décharge selon un cycle de courant (déjà présentée au chapitre 3).

III.3.1. Décharge pulsée à 5 A

La Figure 11 présente une comparaison entre simulation numérique (courbe rouge) et mesures expérimentales (courbe bleue) lors d'une décharge pulsée à 5 A. Cette figure met en évidence le très bon accord entre mesures expérimentales et résultats de simulation numérique. On constate de légères déviations à certains endroits, notamment au tout début de la décharge, lors de la première relaxation, et à la fin de la décharge, lors des dernières relaxations. La capacité de la batterie est très bien représentée puisque la tension limite de 2.5 V est atteinte au même instant sur les deux courbes. La Figure 11 b) présente un détail de la courbe de décharge où l'on constate une différence maximale de tension entre mesures expérimentales et simulation numérique de 20 mV. Cette différence de tension représente une erreur de 0.5 %, ce qui est largement acceptable. Lors de la dernière relaxation, à 3.4 % de SoC, on constate une erreur plus importante, de 100 mV, soit 3.3 %. Par ailleurs, la dynamique de la réponse en tension est bien reproduite.

Si l'on compare les erreurs commises par le modèle sur la tension de circuit ouvert (Figure 9) et sur la décharge pulsée à 5 A (Figure 11), on constate que ces erreurs sont commises aux mêmes états de charge. De plus, là où la tension de circuit ouvert est bien modélisée (de 85 à 25 % de SoC), la décharge pulsée est également bien reproduite. Ainsi, il semble que la qualité des résultats du modèle soit étroitement liée à celle de la modélisation de la tension de circuit ouvert.

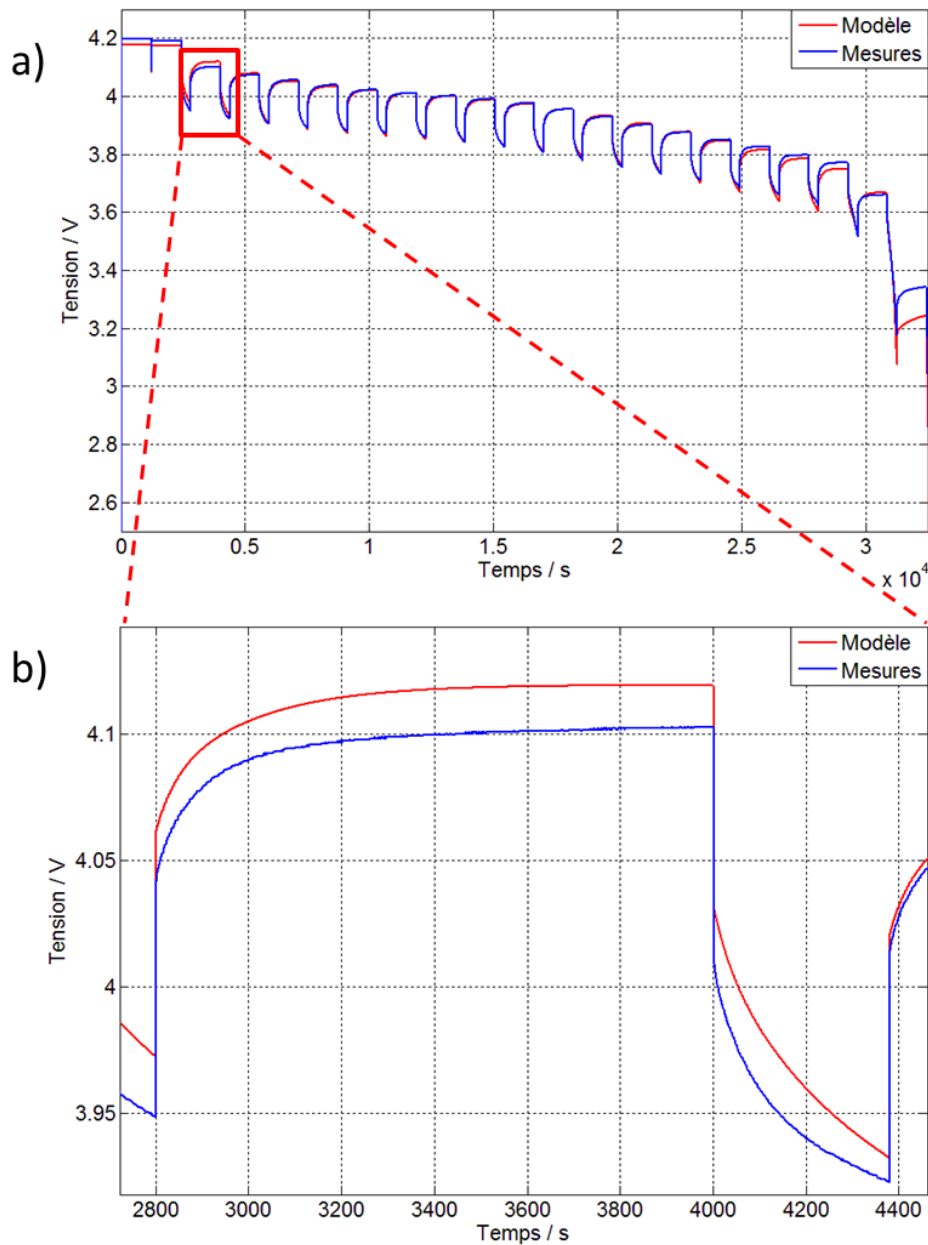


Figure 11 : Courbes de décharge pulsée à 5 A réalisée sur l'élément de référence Li-Ion Spinel LiMn_2O_4 . Courbe rouge : simulation numérique ; courbe bleue : mesures expérimentales. a) : Décharge intégrale ; b) : Détail sur la relaxation à SoC = 95 %.

III.3.2. Décharge suivant un cycle de courant

La Figure 12 présente une comparaison entre simulation numérique (courbe rouge) et mesures expérimentales (courbe bleue) lors d'une décharge suivant un cycle de courant. Les résultats expérimentaux de cette décharge ont été présentés au chapitre 3. La Figure 12 a) montre bien la concordance entre simulation numérique et mesures expérimentales, tout comme pour la décharge pulsée présentée ci-avant. Bien que le cycle de décharge imposé ici soit plus complexe, la représentativité du modèle est bonne. La capacité de la batterie est là aussi très bien représentée. On fait le même constat que précédemment : des déviations existent là où la modélisation de la

tension de circuit ouvert n'est pas exactement représentative de la réalité. On constate des différences de tension maximale de 60 mV en fin de décharge, soit une erreur maximale de 2 %, ce qui est là encore tout à fait acceptable.

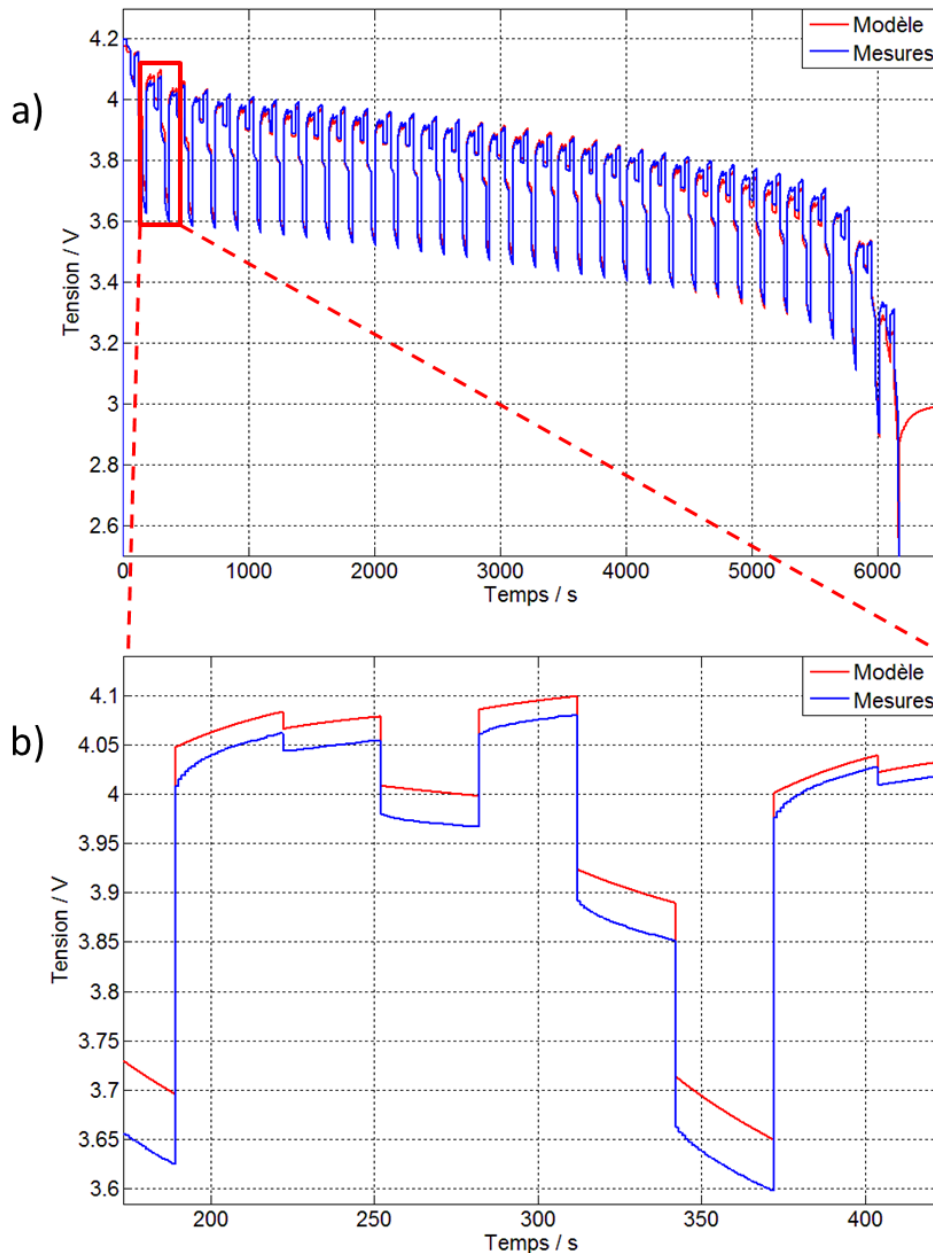


Figure 12 : Courbes de décharge suivant un cycle de courant réalisée sur l'élément de référence Li-Ion Spinel LiMn_2O_4 . Courbe rouge : simulation numérique ; courbe bleue : mesures expérimentales. a) : Décharge intégrale ; b) : Détail sur le second cycle.

III.4. Conclusion

Un modèle numérique de batterie Li-Ion, initialement introduit par Chen et Rincón-Mora, a été reproduit sous Matlab Simulink®, puis ce modèle a été calé grâce à des mesures expérimentales et grâce à une méthode d'identification et enfin, le modèle a été validé par comparaison à des

mesures expérimentales. Ce modèle numérique présente plusieurs avantages : il offre une bonne précision pour un temps de calcul tout à fait raisonnable, puisqu'il suffit de quelques minutes pour simuler une décharge de plusieurs heures et une seule mesure de décharge pulsée permet de caler le modèle sur une batterie spécifique. Autre avantage considérable du modèle numérique, il permet de tester la réponse des batteries à diverses sollicitations et dans divers systèmes sans avoir le désavantage du temps de recharge des batteries, ni le risque de les endommager. L'utilisation d'un tel outil offre donc un gain de temps considérable et des possibilités étendues pour la conception et le dimensionnement de systèmes utilisant des batteries.

Le modèle de batterie Li-Ion présenté est par la suite utilisé pour dimensionner un système hybride direct PàC et batteries Li-Ion. Pour cela, le système hybride est modélisé en intégrant les deux modèles numériques présentés dans ce chapitre : le modèle de PàC (II) et le modèle de batteries Li-Ion.

IV. Modèle numérique du système PàC hybridé : réalisation et exploitation

Dans cette section, le modèle numérique du système hybride direct alliant une PàC à un pack de batteries Li-Ion est présenté. Les modèles numériques, expérimentalement validés, de PàC et de batteries sont rassemblés dans un même modèle auquel on ajoute un module permettant de modéliser l'hybridation directe. Ainsi, il est possible de tester diverses configurations du système hybride numériquement et donc, sans risquer de détériorer ses éléments. L'objectif étant de définir le meilleur dimensionnement du système hybride pour répondre à un profil de puissance donné. Enfin, une fois le banc expérimental d'hybridation directe réalisé, il est possible de comparer les résultats expérimentaux aux prévisions du modèle numérique. Cette validation sera présentée ainsi que les modifications apportées au modèle pour améliorer la concordance avec les mesures.

IV.1. Modélisation de l'hybridation

Comme expliqué ci-dessus, les modèles numériques de PàC et de batterie Li-Ion sont rassemblés dans un même modèle. Ce modèle de système hybride a pour objectif de simuler la réponse en tension et en courant de chaque source (PàC et batteries) et du système hybride global à une sollicitation de puissance. En effet, ce système hybride étant destiné à alimenter un groupe propulseur composé d'un moteur électrique, l'utilisateur applique une consigne de type puissance au moteur et donc au système hybride. Cependant, les modèles numériques de PàC et de batteries Li-Ion introduits précédemment calculent une tension en réponse à une sollicitation en courant. Il est donc nécessaire de transformer la sollicitation en puissance de l'utilisateur en une sollicitation en courant à chacune des sources. Or la relation courant – puissance de la PàC et de la batterie n'est a priori pas connue.

Afin de transformer la sollicitation en puissance de l'utilisateur en sollicitation en courant, on résonne selon deux contraintes : la puissance fournie par le système doit être égale à la puissance demandée et la tension de la PàC doit s'aligner sur la tension des batteries. On suppose que les batteries ont un temps de réponse plus court que la PàC (ce qui est une hypothèse tout à fait valable), ce qui explique pourquoi on choisit de contraindre la tension PàC à s'aligner sur celle des batteries et non l'inverse. Pour modéliser les deux contraintes introduites, on fait appel à des PID : Proportionnel Intégrale Dérivée. L'algorithme employé est décrit ci-dessous.

La puissance du système hybride est donnée par l'équation (51) :

$$P_{syst} = P_{PàC} + P_{bat} = U_{PàC}I_{PàC} + U_{bat}I_{bat} \quad (51)$$

Comme on suppose que les batteries ont un temps de réponse plus court que la PàC, on commence par calculer le courant des batteries afin que la puissance du système satisfasse la puissance demandée :

$$I_{bat} = \frac{PID[P_{appel}; P_{syst}]}{U_{bat}} \quad (52)$$

où P_{appel} est la puissance demandée au système hybride et $PID[P_{appel}; P_{syst}]$ est la fonction PID de Matlab Simulink® à laquelle on donne en entrée P_{appel} comme référence et P_{syst} comme mesure à ajuster. La sortie de cette fonction est divisée par la tension des batteries afin d'obtenir une grandeur proportionnelle à un courant. L'équation (52) permet de satisfaire la première contrainte à imposer au système.

La seconde contrainte, qui est l'égalité des tensions des batteries et de la PàC est appliquée grâce à une méthode similaire. Le courant de la PàC est calculer par l'équation (53) :

$$I_{PàC} = \begin{cases} -PID[U_{bat}; U_{PàC}] & \text{si } > 0 \\ 0 & \text{sinon} \end{cases} \quad (53)$$

La fonction $PID[U_{bat}; U_{PàC}]$ régule le courant afin que les tensions de batteries et de PàC soit égales. Le courant est obtenu en multipliant la sortie du PID par -1 pour que celui-ci soit positif et on impose que le courant de la PàC soit toujours positif. Ainsi, la seconde contrainte est appliquée : les tensions des deux sources connectées en parallèle sont égales.

En somme, le premier PID permet de trouver le courant I_{bat} pour que la puissance du système satisfasse la puissance demandée, pendant que le second PID permet de trouver le courant $I_{PàC}$ correspondant pour que les tensions des deux sources soient égales.

IV.2. Dimensionnement du banc expérimental

Comme expliqué au chapitre 3, la méthode idéale de dimensionnement d'un système hybride direct PàC et batterie Li-Ion serait de déterminer le nombre de cellule de PàC et le nombre d'éléments de batterie à hybrider, connaissant le profil de puissance à satisfaire. Dans le cas présent, nous avons un profil de puissance qui peut être réduit en échelle et nous disposons un système PàC donné (Bahia Hélium). Une fois le modèle de batterie Li-Ion à hybrider identifié et caractérisé, se pose la question du nombre d'éléments à hybrider avec la PàC.

La PàC Bahia compte 24 cellules et sa tension de circuit ouvert est d'environ 22.7 V. La tension de circuit ouvert d'un élément de batterie étant de 4.2 V, le nombre d'éléments à hybrider est soit 5, ce qui fait un OCV de 21 V, inférieur à celui de la PàC, soit 6 éléments pour un OCV de 25.2 V, supérieur à celui de la PàC. Plusieurs critères influencent le choix d'hybrider la PàC avec 5 ou 6 éléments. Tout d'abord, la distribution des courants entre batteries et PàC : il est nécessaire de respecter au mieux les limites de ces deux sources. De plus, il est souhaitable de tirer le meilleur parti de chacune des deux sources. Le second critère est la durée fonctionnement des batteries. Il est important que celles-ci ne soient pas déchargées trop prématurément. Par ailleurs, étant contraint sur le nombre de cellules PàC, on se laisse la possibilité d'adapter l'échelle de réduction du profil de puissance. La PàC Bahia fournit environ 1 kW (puissance maximale de 1.1 kW), ce qui correspond à $1/20^{\text{ème}}$ de la puissance du système IMHOTEP du projet APACHE. On se donne alors comme possibilité d'ajuster le profil de puissance à échelle réduite à $1/20^{\text{ème}}$ ou $1/22^{\text{ème}}$ du profil initialement prévu dans le cadre du projet APACHE. En somme, le dimensionnement porte sur 2 paramètres, pouvant chacun prendre 2 valeurs, soit 4 possibilités au total.

Tout d'abord, les différentes simulations réalisées dans le but de définir le meilleur dimensionnement sont très encourageantes, puisqu'elles révèlent que le modèle numérique fonctionne correctement d'une part, et d'autre part elles révèlent que l'hybridation directe semble réalisable telle qu'elle a été imaginée dans cette étude.

La Figure 13 et la Figure 14 présentent les courants de la PàC, des batteries et de la charge électronique, pour les cas avec 6 éléments et pour les profils de puissance au $1/20^{\text{ème}}$ et au $1/22^{\text{ème}}$ respectivement. On s'intéresse ici essentiellement aux courants de la PàC et des batteries lors du décollage et de la montée initiale.

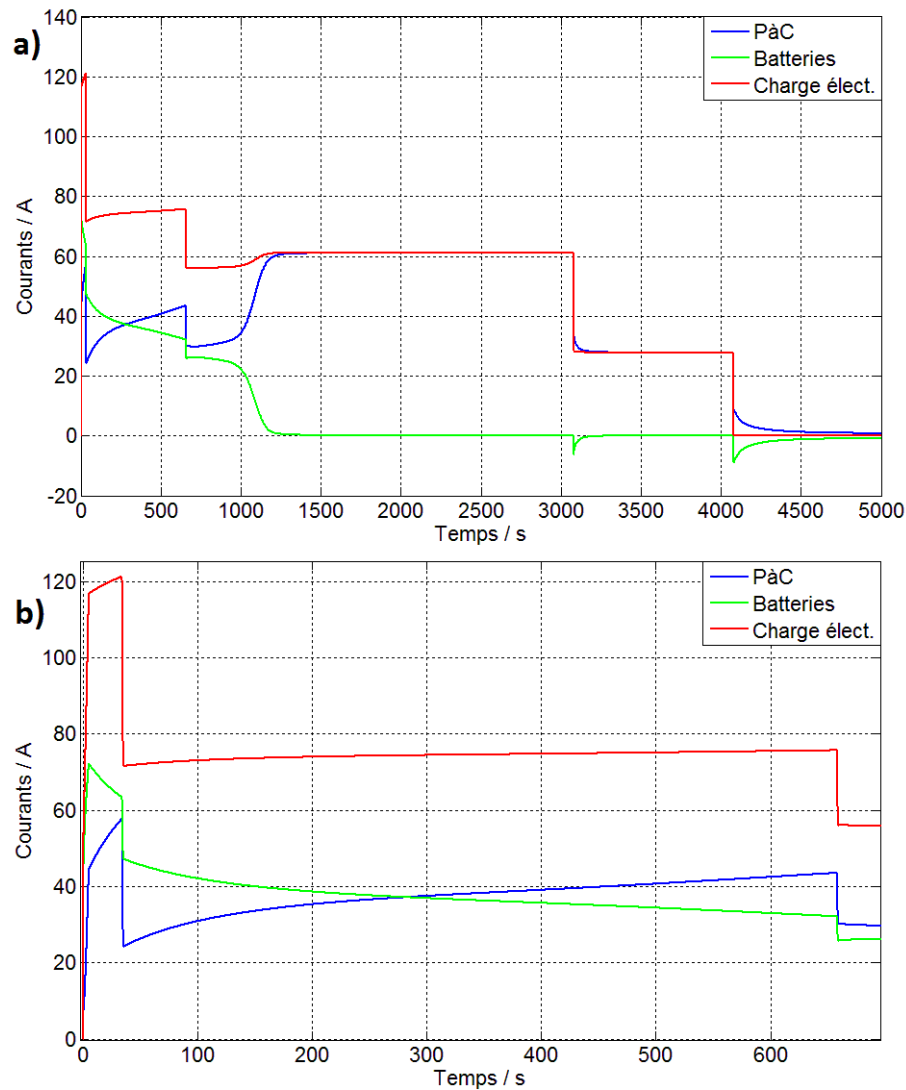


Figure 13 : Courants lors de la simulation numérique du profil de puissance à $1/20^{\text{ème}}$ avec 6 éléments Li-Ion directement couplés à la PàC. a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale. Bleu : PàC ; Vert : Batteries ; Rouge : Charge électronique.

Dans les deux cas présentés ici, on constate que lors du décollage (30 premières secondes), la répartition des courants n'est pas pleinement satisfaisante. En effet, les batteries fournissent un courant compris entre 60 et 70 A. Ce courant est d'une part relativement élevé par rapport aux spécifications des batteries, et d'autre part, il est supérieur à celui de la PàC qui évolue entre 45 et 60 A. Il serait plus opportun que le courant de la PàC soit plus élevé afin de tirer meilleur parti de la puissance que celle-ci peut fournir. Par ailleurs, cela permettrait de conserver plus de capacité dans les batteries. A la fin de la montée initiale, l'état de charge des batteries n'est plus que de 36 %. Comme on peut le voir sur la Figure 13 et sur la Figure 14, le courant des batteries diminue soudainement à partir de l'instant $t = 1000$ s. A cet instant-là, l'état de charge des batteries est

d'environ 10 %, ce qui correspond au point d'inflexion de la tension de circuit ouvert des batteries (cf. Figure 9). Dès lors, c'est la PàC qui assure l'apport de toute la puissance.

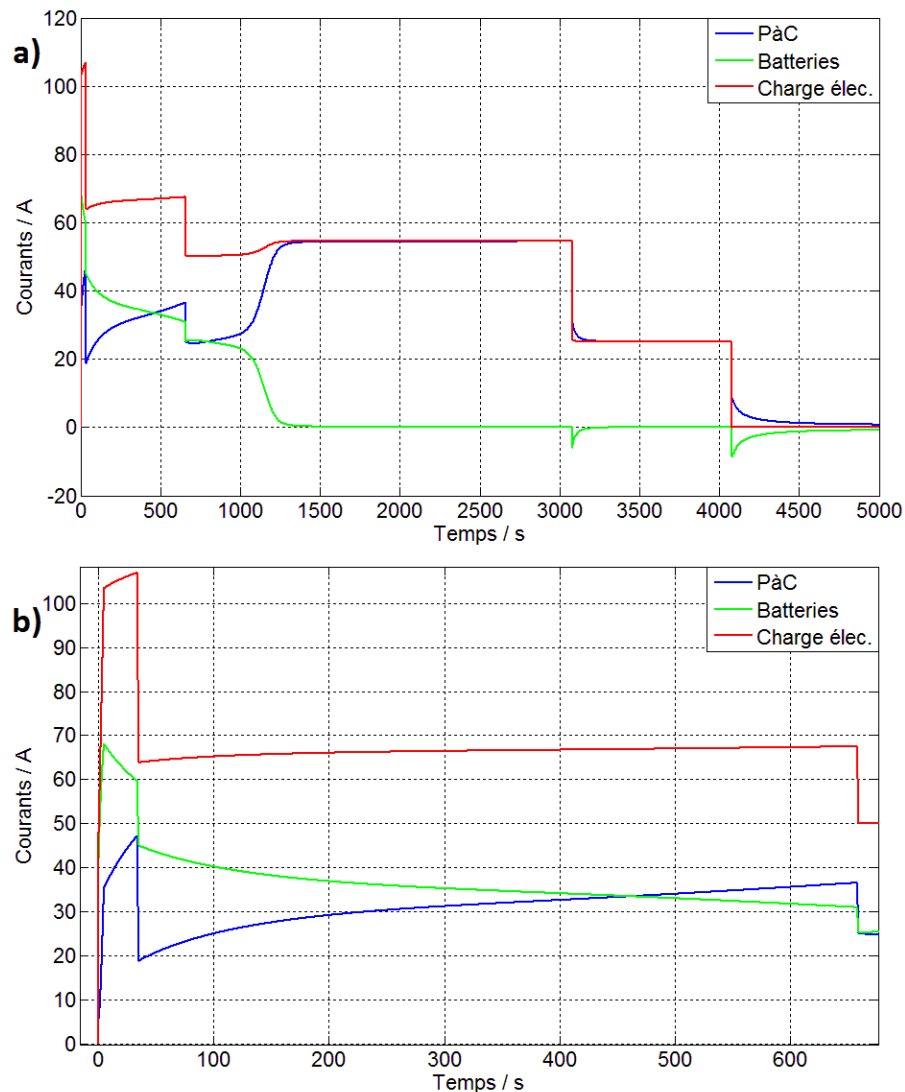


Figure 14 : Courants lors de la simulation numérique du profil de puissance à $1/22^{\text{ème}}$ avec 6 éléments Li-Ion directement couplés à la PàC. a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale. Bleu : PàC ; Vert : Batteries ; Rouge : Charge électronique.

La Figure 15 et la Figure 16 présentent les courants de la PàC, des batteries et de la charge électronique, pour les cas avec 5 éléments et pour les profils de puissance au $1/20^{\text{ème}}$ et au $1/22^{\text{ème}}$ respectivement. On constate qu'avec 5 éléments de batterie au lieu de 6, le courant fourni par le pack batteries est diminué et celui fourni par la PàC est augmenté, ce qui répond aux attentes. Pour le cas à l'échelle $1/20^{\text{ème}}$, le courant des batteries est diminué de 10 A environ (pendant le pic de puissance lors du décollage) et pour le cas à échelle $1/22^{\text{ème}}$, le courant est diminué de 20 A, ce qui porte sa valeur maximale à 50 A. Ces valeurs de courant maximal sont plus raisonnables que dans le cas où 6 éléments de batteries sont utilisés.

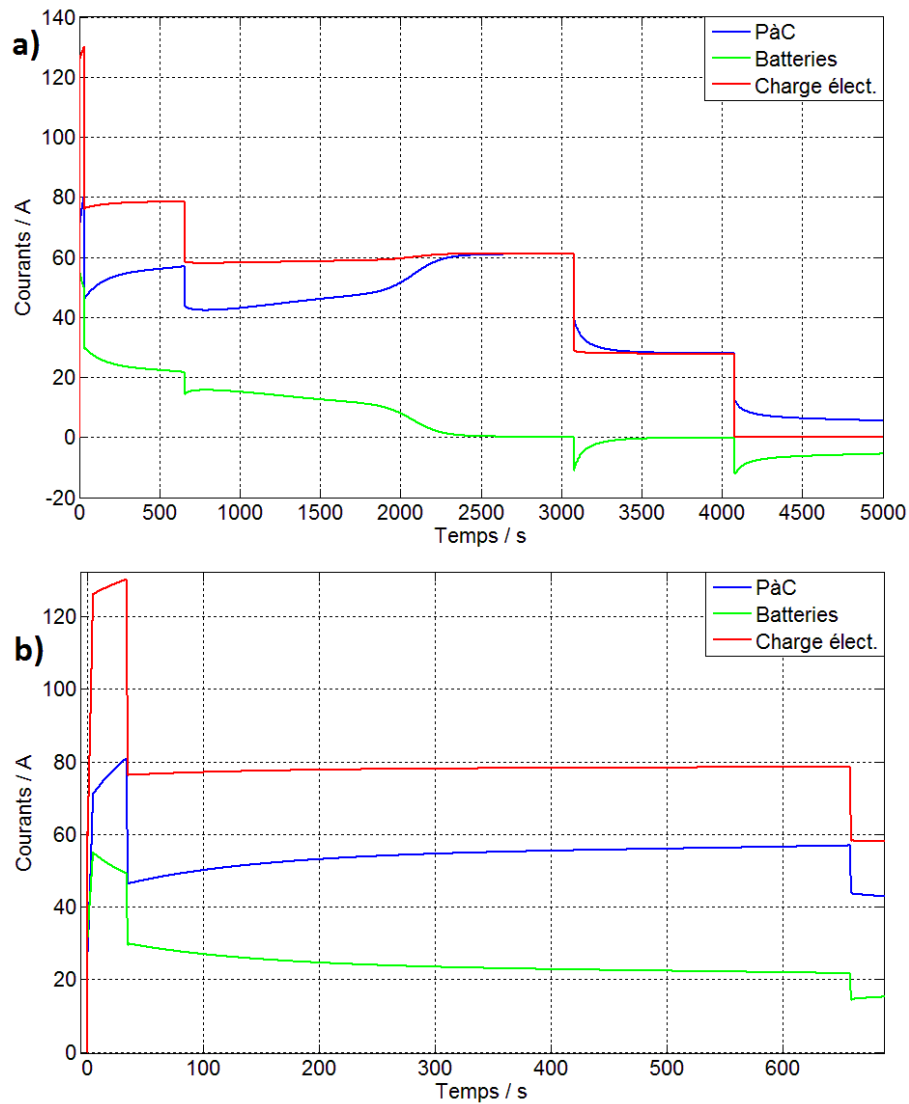


Figure 15 : Courants lors de la simulation numérique du profil de puissance à $1/20^{\text{ème}}$ avec 5 éléments Li-Ion directement couplés à la PàC. a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale. Bleu : PàC ; Vert : Batteries ; Rouge : Charge électronique.

Par ailleurs, durant le reste du profil de vol (phase de montée initiale et de croisière) le courant des batteries est également plus faible que dans le cas où 6 éléments sont utilisés, et sa valeur est proche de 20 A, ce qui correspond quasiment au courant de décharge continu spécifié par le constructeur. Enfin, le courant de décharge étant plus faible, la capacité de la batterie est mieux conservée. A la fin de la phase de montée initiale, l'état de charge est d'environ 60 % (56 % dans le cas à échelle $1/20^{\text{ème}}$), contre 36 % dans le cas où 6 éléments de batterie sont utilisés. Le fait de conserver un état de charge aussi élevé après la phase de montée initiale a un intérêt certain : il est alors possible de déconnecter les batteries du système afin de poursuivre le vol uniquement grâce à la PàC. Par la suite, il est possible d'effectuer un second décollage sans recharger les batteries préalablement. Cette réserve de capacité des batteries est également une sécurité en cas de panne de la PàC.

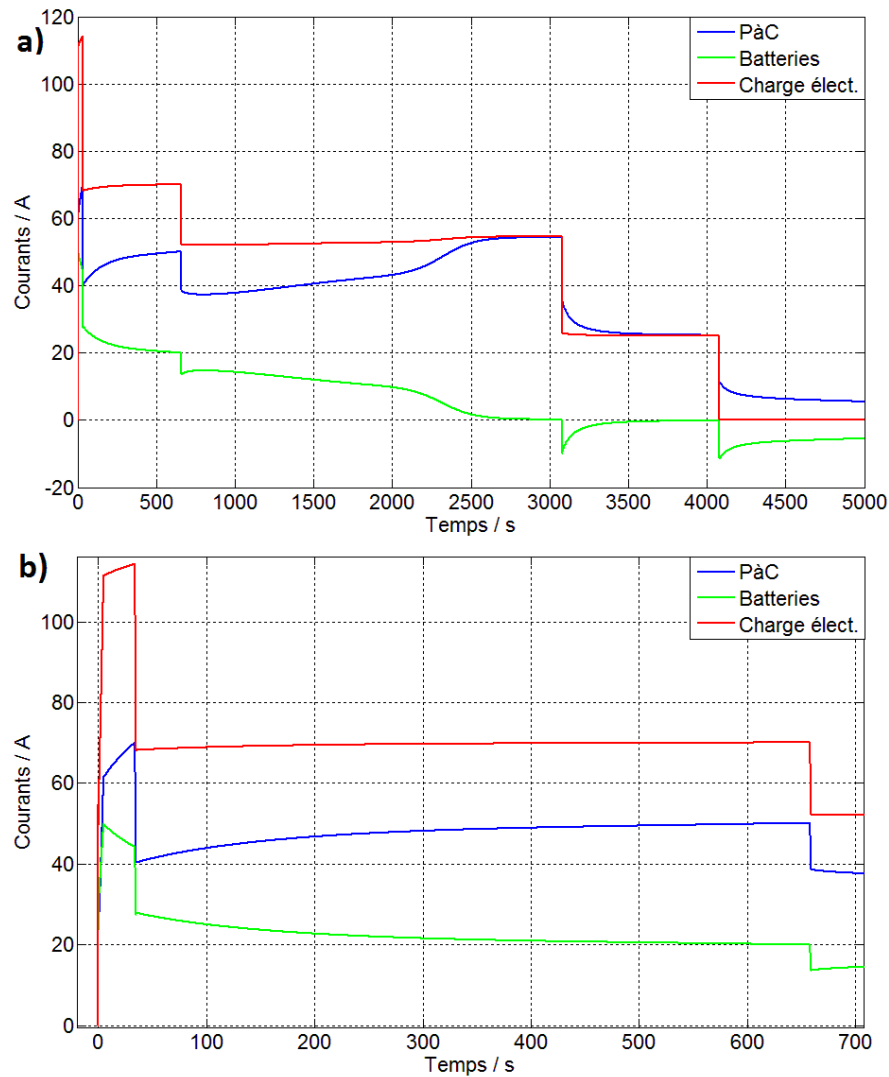


Figure 16 : Courants lors de la simulation numérique du profil de puissance à $1/22^{\text{ème}}$ avec 5 éléments Li-Ion directement couplés à la PàC. a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale. Bleu : PàC ; Vert : Batteries ; Rouge : Charge électronique.

En ce qui concerne le courant de la PàC, le courant est augmenté dans les deux cas (échelles $1/20^{\text{ème}}$ et $1/22^{\text{ème}}$) et il atteint 80 A à échelle $1/20^{\text{ème}}$ et 70 A à échelle $1/22^{\text{ème}}$. Le courant maximal de la PàC spécifié par Hélicon est de 79 A. Aussi, par mesure de précaution, il semble judicieux de ne pas utiliser la PàC à sa limite de courant maximal, ce qui pourrait déclencher un arrêt de sécurité. En conséquence, l'échelle $1/22^{\text{ème}}$ semble plus adaptée, avec 5 éléments de batteries.

L'utilisation de 5 éléments de batteries et non pas 6 présente un dernier avantage. Avec 5 éléments de batteries, la tension de circuit ouvert du pack de batteries est de 21 V (à SoC 100 %). La PàC ayant une tension de circuit ouvert de 22.7 V, supérieure à la tension de circuit ouvert du pack Li-Ion à tout instant, il n'est pas nécessaire d'utiliser une diode sur la ligne PàC. En effet, la tension de la PàC ne pouvant jamais être inférieure à celle des batteries, aucun courant retour des batteries vers la

PàC ne peut s'établir. Ainsi, on économise encore un élément sur le système (économie en coût, en masse, en encombrement et en rendement). Le seul et unique cas dans lequel un courant retour pourrait s'établir, est le cas où l'acheminement des gaz à la PàC ne serait plus assuré normalement. Or dans ce cas, le défaut serait détecté par le système Bahia et immédiatement le relais de la PàC se serait ouvert, empêchant tout courant retour.

Le dimensionnement du système hybride direct est donc réalisé grâce aux prévisions par simulations numériques. Le modèle numérique du système hybride direct n'a certes pas encore été validé à ce moment là, mais les modèles de PàC et de batteries sont eux déjà validés expérimentalement. Ainsi, on choisit d'équiper le système hybride direct avec 5 éléments de batteries Li-Ion et la PàC Bahia. Le profil de puissance appliqué sera celui du projet APACHE réduit à une échelle de $1/22^{\text{ème}}$. Le système ne requiert aucune diode de protection. Seuls deux relais commandés (un sur les batteries et un sur la PàC) assurent la sécurité du système hybride direct. Les essais expérimentaux du système PàC hybridé directement avec 5 éléments de batterie Li-Ion sont présentés au chapitre 3.

IV.3. Validation du modèle de système hybride : comparaison aux mesures

Les essais expérimentaux du système hybride direct présentés au chapitre 3 sont concluants. En effet, l'expérience a permis de montrer que l'hybridation directe entre une PàC et un pack de batteries Li-Ion est réalisable et qu'elle permet de satisfaire au profil de puissance type pour la propulsion d'un aéronef léger. Cette réussite est en partie due à l'utilisation du modèle numérique présenté dans ce chapitre et qui a permis un dimensionnement précis du système. La question qui demeure et qui est traitée dans cette section est celle de la validité du modèle numérique. Pour analyser la validité du modèle, on se propose de comparer les résultats expérimentaux présentés au chapitre 3 avec les résultats numériques obtenus dans la section IV.2 de ce chapitre.

IV.3.1. Résultats du modèle préliminaire

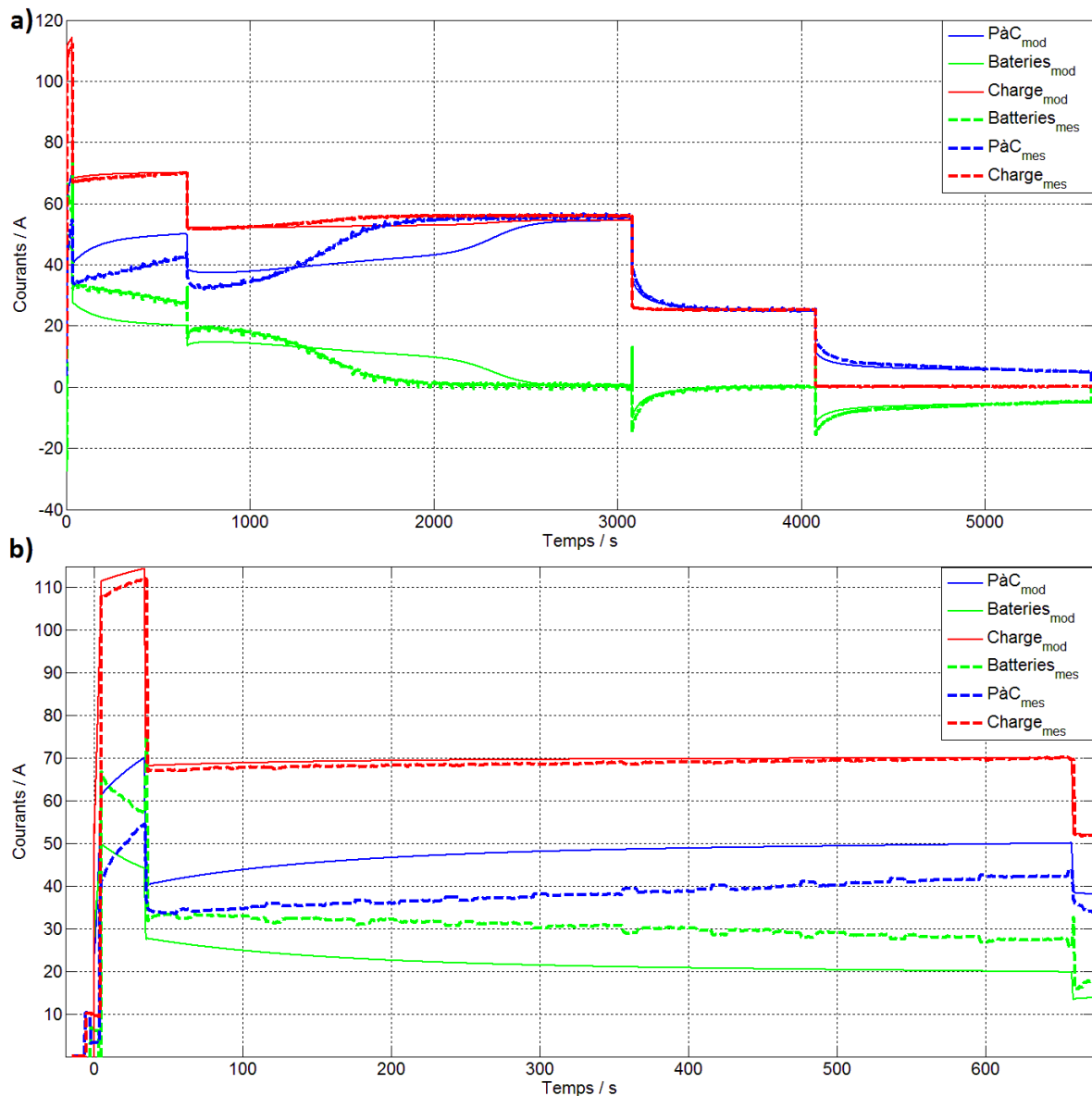


Figure 17 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillées) et simulation numérique (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au 1/22^{ème}. Courants : Charge électronique (rouge) ; PàC (bleu) ; Batteries (vert). a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale.

Les résultats préliminaires montrent que le modèle numérique n'est pas parfaitement en accord avec les mesures expérimentales. Comme le montre la Figure 17, les courants de la PàC et des batteries ne sont pas prédits avec précision. On constate sur la Figure 17 b) que lors de la phase de décollage, le courant des batteries est supérieur à ce qui était prévu, de quasiment 20 A, alors que celui de la PàC est inférieur à ce qui était prévu, de quasiment 20 A également. Sur la Figure 17 a), il apparaît que le courant total (courant de la charge électronique) est en bon accord avec les mesures expérimentales sur toute la durée du test. Par ailleurs, lorsque le courant des batteries est nul ou

négatif (batteries en charge par la PàC), les prédictions du modèle sont en accord avec les mesures expérimentales. Le fait que la recharge des éléments de batterie (courant négatif) soit bien représentée par le modèle est particulièrement satisfaisant dans la mesure où le modèle n'a été calé qu'avec des données de mesure en décharge (courant positif). Enfin, le courant des batteries étant en réalité plus élevé que prévu par le modèle (entre $t = 0$ et $t = 1\,200$ s), celles-ci se déchargent plus vite que prévu et à $t = 1\,800$ s environ, le courant des batteries est quasiment nul ainsi que leur état de charge. D'après le modèle numérique, les batteries auraient dû être totalement déchargées à $t = 2\,500$ s environ, soit une différence d'environ 700 s avec l'expérience, ce qui est conséquent.

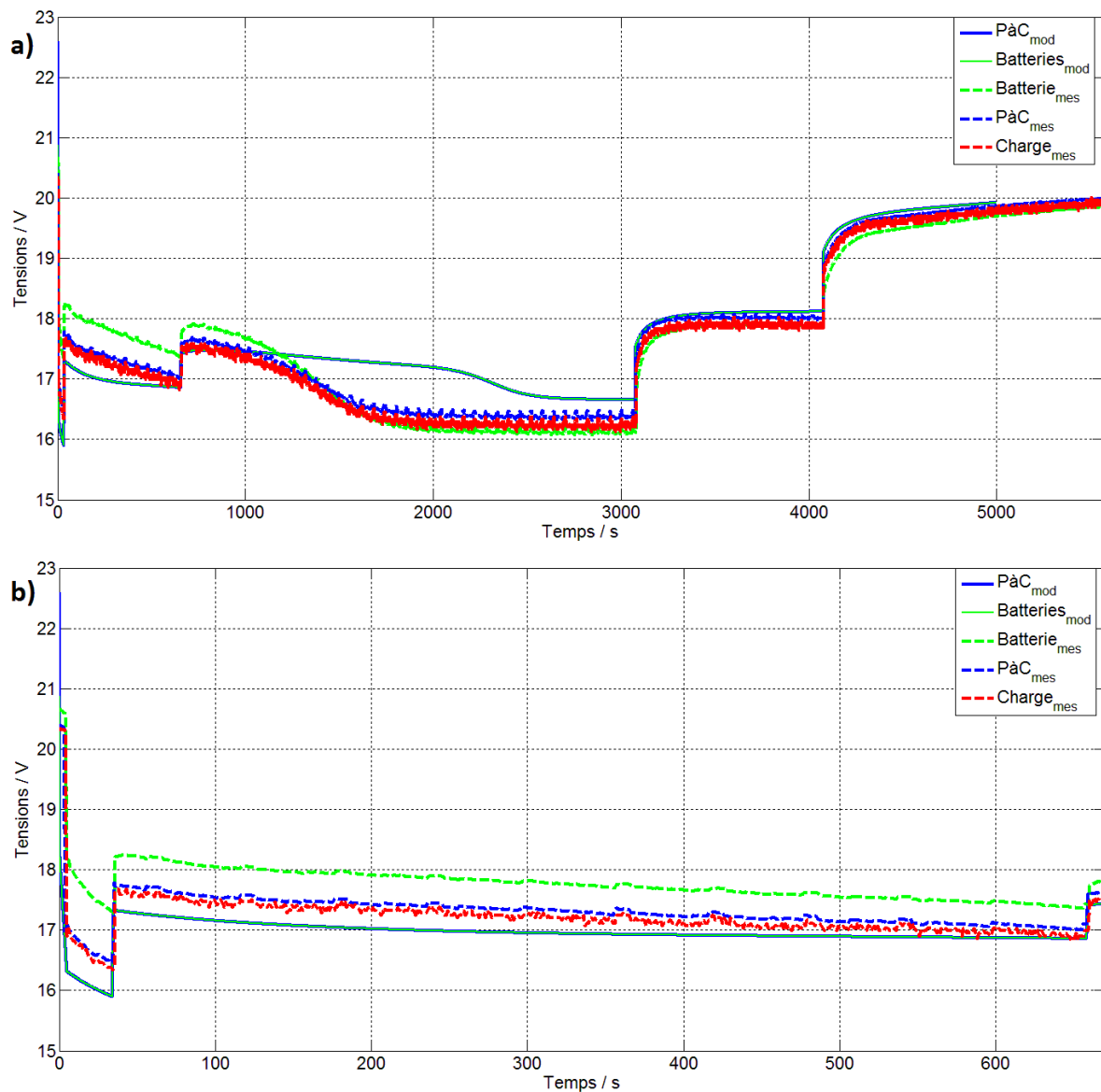


Figure 18 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillées) et simulation numérique (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au 1/22^{ème}. Tensions : Charge électronique (rouge) ; PàC (bleu) ; Batteries (vert). a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale.

La Figure 18 présente les tensions mesurées aux bornes de la charge électronique, aux bornes des batteries et aux bornes de la PàC, comparées aux prévisions du modèle numérique pour la PàC et les batteries. On constate tout d'abord que, expérimentalement, les tensions de la charge, de la PàC et des batteries ne sont pas égales. On relève une différence maximale entre tension de PàC et tension de batteries de 1 V. Cette différence de tension provient des pertes ohmiques dans les câbles reliant la PàC et les batteries à la charge. Par ailleurs, on note que les tensions obtenues par simulation numérique sont inférieures aux tensions mesurées. Cependant, cette différence n'est pas constante et elle semble dépendre du courant. Ainsi, il est probable que la résistance interne des batteries soit surévaluée. Le modèle de batterie est calé sur un élément de référence, alors que les essais d'hybridation directe sont réalisés avec 5 autres éléments de batterie. Il a été montré au chapitre 3 que le pack de 5 éléments a une réponse en tension légèrement supérieure à celle de l'élément de référence, ce qui peut expliquer en partie la différence entre mesures et simulations numériques.

En conséquence, la représentativité du modèle numérique peut être améliorée en prenant en compte les pertes ohmiques dans les câbles et en corrigeant la résistance interne des batteries en considérant les mesures réalisées lors de l'essai d'hybridation directe présentées au chapitre 3.

IV.3.2. Résultats du modèle modifié

Le modèle numérique est modifié afin de le rendre plus représentatif des mesures expérimentales. Comme expliqué ci-dessus, les pertes ohmiques dans les câbles sont prises en compte et la tension de la charge est calculée. De plus, la résistance interne des batteries est modifiée pour être représentative de celle du pack et non de celle de l'élément de référence. L'équation (51) est modifiée et remplacée par l'équation (54) afin de prendre en compte la perte de puissance fournie à la charge due à la résistance des câbles (R_{c1} et R_{c2}) :

$$P_{syst} = (U_{PàC} - R_{c1}I_{PàC})I_{PàC} + (U_{bat} - R_{c2}I_{bat})I_{bat} \quad (54)$$

Les tensions aux bornes de la charge sont introduites ainsi que suit :

$$U_{Ch1} = U_{PàC} - R_{c1}I_{PàC} \quad (55)$$

$$U_{Ch2} = U_{bat} - R_{c2}I_{bat} \quad (56)$$

L'équation (53) est remplacée par l'équation (57) suivante afin d'imposer l'égalité des tensions aux bornes des câbles branchés à la charge :

$$I_{PàC} = \begin{cases} -PID[U_{Ch2}; U_{Ch1}] & si > 0 \\ 0 & sinon \end{cases} \quad (57)$$

Enfin, la résistance interne du pack de batteries Li-Ion est réévaluée grâce aux mesures expérimentales présentées au chapitre 3 (mesures lors de l'essai d'hybridation directe) et corrigée par une constante.

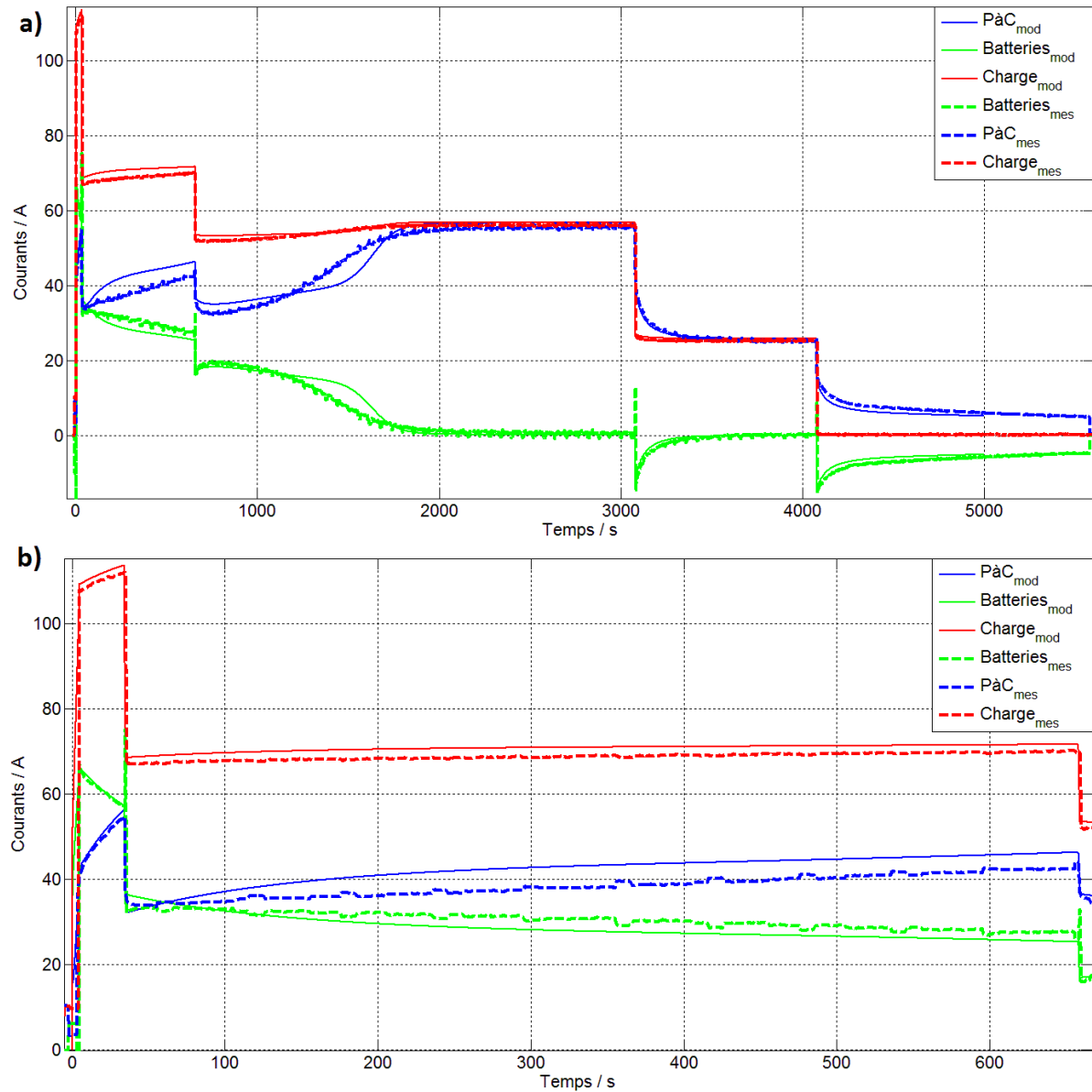


Figure 19 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillés) et simulation numérique issues du modèle modifié (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au 1/22^{ème}. Courants : Charge électronique (rouge) ; PàC (bleu) ; Batteries (vert). a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale.

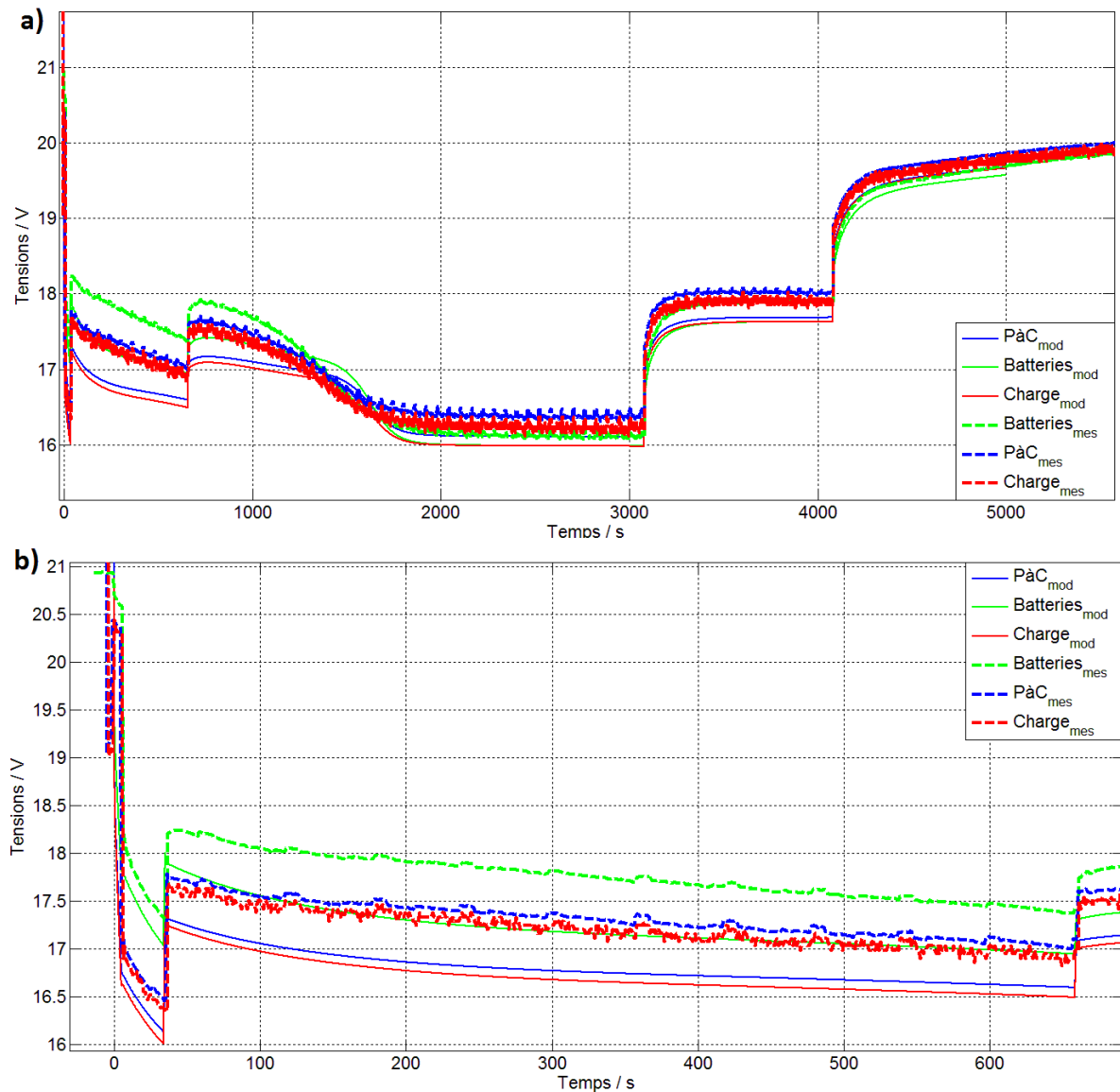


Figure 20 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillés) et simulation numérique issues du modèle modifié (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au 1/22^{ème}. Tensions : Charge électronique (rouge) ; PaC (bleu) ; Batteries (vert). a) : vol complet ; b) : détail sur les phases de décollage et de montée initiale.

La Figure 19 présente les résultats des courants obtenus par simulation numérique avec le modèle modifié comparés aux mesures déjà présentées ci-avant. On constate que les résultats du modèle numérique modifié sont en meilleur accord avec les mesures. Comme le montre la Figure 19 b), lors des phases de décollage et de montée initiale, les courants simulés sont assez proches des courants mesurés. L'erreur maximale est commise sur le courant de la PaC, avec une valeur de 5 A soit une erreur relative de 13 %, ce qui n'est pas négligeable. Cependant, les variations du courant sont bien représentées. Comme le montre la Figure 19 a), la chute du courant des batteries, dû à leur faible état de charge et se produisant entre les instants $t = 1\,000\text{ s}$ et $t = 2\,000\text{ s}$, est mieux représentée que précédemment (Figure 17 a)). Cependant, on constate que le modèle donne une

diminution du courant plus tardive et plus rapide que les mesures expérimentales. Cela est dû à deux effets : d'une part le courant simulé étant inférieur au courant mesuré durant les phases de décollage et de montée initiale, l'état de charge simulé est supérieur à l'état de charge réel, comme le montre la Figure 21 ; d'autre part, la modélisation de la tension de circuit ouvert des batteries (présentée en Figure 9) présente une diminution plus soudaine que les mesures aux faibles états de charge (à partir de 10 %), ce qui influence la dynamique de la réponse en tension aux faibles états de charge.

La Figure 20 présente les résultats des tensions obtenus par simulation numérique avec le modèle modifié comparés aux mesures. Le modèle numérique modifié permet de prendre en compte les pertes ohmiques dans les câbles et calcule en plus des tensions de PàC (en bleu) et de batteries (en vert), la tension de la charge électronique (en rouge). On constate qu'une erreur non négligeable persiste sur l'évaluation des tensions. Cependant, cette erreur est réduite lorsque le courant des batteries est faible (à partir de $t = 1\,800$ s environ). Sur la Figure 20 b), on note que les tensions simulées sont inférieures aux tensions mesurées d'environ 0.6 V. Par ailleurs, on constate que les différences entre les tensions PàC, batteries et charge sont les mêmes que sur les mesures expérimentales. Cela montre que la modélisation des pertes ohmiques dans les câbles est correctement réalisée. L'erreur relative maximale est commise durant la phase de montée initiale (entre $t = 40$ et $t = 660$) et elle est d'environ 3.5 %.

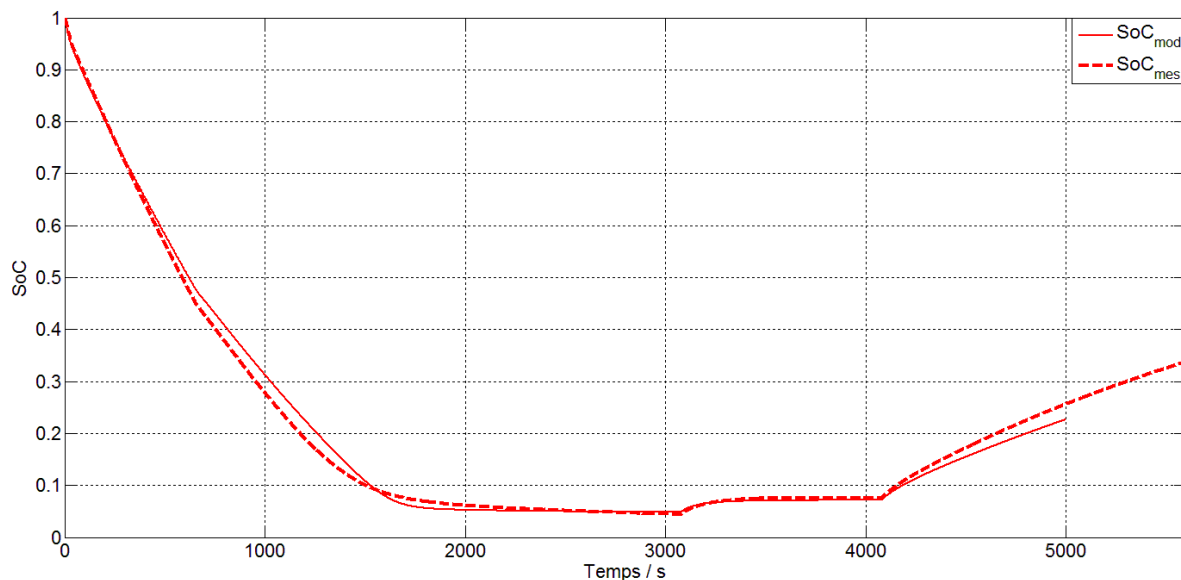


Figure 21 : Comparaison entre mesures expérimentales (lignes pointillés) et simulation numérique issues du modèle modifié (lignes continues) lors de l'essai d'hybridation directe suivant le profil de puissance au 1/22^{ème}. Etats de charge des batteries Li-Ion.

Enfin, la Figure 21 présente l'état de charge simulé comparé à l'état de charge mesuré lors du même essai. On constate que les résultats issus de la simulation numérique sont en bon accord avec les mesures. L'erreur maximale commise est d'environ 3.5 %, soit une erreur relative de 12.5 %. Il est important de souligner que l'état de charge étant calculé en intégrant le courant des batteries, l'erreur commise sur le courant est elle aussi intégrée dans le calcul de l'état de charge. On note cependant que la prévision de l'état de charge est assez proche de la réalité.

Le modèle modifié offre donc des résultats plus satisfaisants que le modèle initialement présenté. La prise en compte des pertes ohmiques dans les câbles reliant la PàC et les batteries à la charge électronique ainsi que la correction de la résistance interne des batteries ont permis d'améliorer la représentativité du modèle. Cependant, l'erreur commise par le modèle numérique demeure non négligeable et pourrait être réduite d'avantage. En effet, même si les variations de courants et de tensions sont relativement bien représentées, les valeurs de courant et de tension diffèrent parfois de plus de 10 % avec les mesures.

IV.4. Conclusion

Cette partie a été consacrée au couplage des modèles de PàC et de batteries précédemment présentés afin de réaliser un modèle numérique de système hybride direct. Pour cela, l'hybridation directe a été modélisée en imposant que les tensions délivrées par la PàC et les batteries soient égales à tout instant et en imposant que la puissance fournie par le système satisfasse la puissance requise par l'utilisateur.

Le couplage réalisé a permis de modéliser et de dimensionner le banc expérimental d'hybridation directe présenté au chapitre 3. Ainsi, on a pu déterminer qu'il est optimal d'hybrider le système Bahia Hélicon avec 5 éléments de batterie Li-Ion afin de satisfaire à un profil de puissance correspondant à $1/22^{\text{ème}}$ du profil de puissance réel permettant le vol d'un aéronef léger.

Les résultats expérimentaux obtenus et présentés au chapitre 3 ont par la suite été comparés aux prévisions du modèle numérique, afin de vérifier la validité de ce dernier. Il a alors été constaté que les résultats numériques différaient sensiblement des résultats expérimentaux. En conséquence, le modèle numérique a été modifié afin de le rendre plus représentatif du montage expérimental utilisé. Les pertes ohmiques dans les câbles ont été prises en compte et un paramètre du modèle de batteries a été ajusté afin de mieux représenter le pack de batteries hybridé. Le modèle numérique modifié ainsi obtenu a également été exploité pour effectuer des comparaisons entre résultats de simulation et mesures expérimentales afin de vérifier l'amélioration apportée par les modifications du modèle. Une nette amélioration de la concordance entre mesures et simulations a été constatée. Cependant, des différences persistent.

Les erreurs entre résultats simulés et mesures expérimentales trouvent plusieurs origines. Tout d'abord, la précision de certaines mesures n'est pas suffisante, comme par exemple le courant mesuré par la charge. Or dans les essais expérimentaux présentés, le courant des batteries est déduit de celui de la charge et de celui de la PàC par soustraction.

Par ailleurs, il est important de rappeler que le modèle numérique est calé sur un seul élément de batterie référence, qui n'est pas inclus dans le pack de 5 éléments utilisé lors des essais d'hybridation directe. Il est reconnu que les performances d'une batterie Li-Ion varient légèrement d'un élément à un autre [4,12,13]. Par ailleurs, la réponse en tension de deux éléments soumis au même courant peut également différer, à cause de leurs performances qui ne sont pas exactement identiques d'une part, et d'autre part à cause de leurs températures qui ne sont pas toujours égales. Comme cela a été expliqué au chapitre 3, les éléments utilisés lors des essais expérimentaux sont refroidis par un ventilateur. La température des 5 éléments a été analysée au chapitre 3 et on rappelle que tous les éléments n'ont pas une température identique durant l'essai, certainement en raison de leur refroidissement inégal. Ainsi, les différences entre résultats de simulation et mesures sont partiellement dues aux hypothèses sur lesquelles le modèle numérique de batterie Li-Ion repose : éléments de batterie identiques, indépendance de la réponse en tension avec la température des éléments et paramètres du modèle de batterie constants en fonction du courant de décharge.

Le modèle utilisé ici a donc des limites évidentes de précision essentiellement liées aux limites du modèle de batterie. Cependant, une fois que ledit modèle de batterie est mis en place, son utilisation est assez rapide puisqu'une seule mesure de décharge pulsée permet de le caler. De plus, ce modèle ne nécessite qu'un temps de calcul assez court : quelques minutes de calcul pour simuler une décharge de plusieurs heures. Ce modèle numérique de batterie est donc particulièrement adapté pour être couplé à un modèle de PàC (ne nécessitant que peu de temps de calcul lui aussi) afin de simuler le comportement d'un système hybride direct. L'outil numérique obtenu permet de modéliser facilement le comportement d'un système PàC hybridé avec un pack de batteries Li-Ion et d'analyser l'effet de divers paramètres comme le nombre d'éléments de batteries, le nombre de cellules PàC ou encore le profil de puissance demandé.

Le modèle du système hybride direct pourrait être amélioré, essentiellement en améliorant le modèle de batterie. En effet, il serait intéressant de prendre en compte la dépendance de la résistance interne avec le courant demandé. Pour cela il faudrait réaliser des décharges pulsées à différents courants et considérer des paramètres de modèle en fonction de l'état de charge et en fonction du courant de décharge. Une autre façon d'améliorer la précision du modèle serait de le

caler avec une décharge pulsée réalisée sur le pack de batteries plutôt que sur un élément de référence.

V. Conclusion

Le chapitre 4 regroupe en détails tous les travaux numériques qui ont été réalisés au cours du travail de thèse présenté ici. Un modèle de PàC ainsi qu'un modèle de batterie ont été repris de la littérature, mis en place sous Matlab Simulink® et adaptés afin de répondre au mieux aux besoins de notre étude. Chacun de ces deux modèles dépend d'un jeu de paramètres propre au système physique qu'il représente. Pour chacun de ces deux modèles, une méthode spécifique d'identification des paramètres a été utilisée. Ces deux méthodes sont basées sur une identification des paramètres grâce à un jeu de mesures expérimentales.

Le modèle de PàC a été calé grâce aux mesures expérimentales réalisées à diverses altitudes et présentées au chapitre 2. Ainsi, le modèle de PàC permet de simuler le fonctionnement à diverses valeurs de facteur stœchiométrique air ainsi qu'à différentes altitudes. Le modèle de batterie a lui été calé grâce à la mesure de tension réalisée lors de la décharge pulsée à 1 A de l'élément de référence, présentée au chapitre 3. Une fois que les deux modèles ont été calés et rendus représentatifs des systèmes physiques auxquels nous nous intéressons (PàC Bahia Héliion et batteries Li-Ion de 10.5 Ah présentées au chapitre 3), ils ont été couplés afin d'obtenir un modèle de système hybride direct. Pour cela, l'hybridation directe a été modélisée en imposant deux contraintes au système : l'égalité des tensions de PàC et du pack de batteries et le fait que la puissance du système hybride satisfasse la puissance demandée par l'utilisateur.

Le modèle numérique de système hybride direct ainsi obtenu, comprenant une PàC et un pack de batteries Li-Ion, a été utilisé afin de valider le concept d'hybridation directe et afin de dimensionner le banc d'essais présenté au chapitre 3. En effet, afin de réaliser ce banc d'essais d'hybridation directe, il était nécessaire au préalable de déterminer le nombre d'éléments de batteries à hybrider ainsi que la réduction d'échelle à appliquer au profil de puissance du cahier des charges du projet APACHE. On a déterminé que 5 éléments de batteries Li-Ion était la solution offrant la meilleure répartition de courant entre PàC et batteries et qui permettait de tirer le meilleur parti de chacune des deux sources. De plus, on a déterminé qu'une réduction d'échelle de 1:22^{ème} devait être appliquée au profil de puissance du projet APACHE. Une fois ces paramètres dimensionnés, le banc d'essais d'hybridation directe a été réalisé et expérimenté. Les résultats expérimentaux obtenus (présentés au chapitre 3) ont ensuite été comparés aux prévisions qui avaient été réalisées grâce au modèle de système hybride direct. Des différences significatives entre prévisions du modèle numérique et mesures expérimentales ont été mises en évidence. Après analyse de ces différences, il

est apparu que les pertes ohmiques dans les câbles reliant les batteries et la PàC à la charge devaient être prises en compte. De plus, il a été mis en évidence que le pack de batteries a une réponse en tension légèrement différente de celle de l'élément de référence ayant servi au calage du modèle. L'élément de référence n'était donc pas parfaitement représentatif de l'ensemble du pack de batteries. En conséquence, la résistance interne du modèle numérique a été corrigée afin que celui-ci représente plus précisément le pack de batteries. Après avoir été modifié, le modèle numérique a de nouveau été confronté aux mesures expérimentales. On a observé une nette amélioration de la représentativité du modèle numérique de système hybride direct.

Dans ce chapitre on a montré la possibilité de coupler numériquement deux modèles numériques, un modèle de PàC et un autre de batterie, afin de créer un modèle de système hybride direct. De plus, on a montré que ce modèle de système hybride est un bon outil pour dimensionner un système réel. Une fois le modèle calé, il peut être utilisé pour tester numériquement la réponse du système hybride à diverses sollicitations sans risquer de détériorer le système réel. De plus, le modèle permet un gain de temps considérable puisqu'il permet de simuler la réponse du système nettement plus rapidement qu'en temps réel et qu'il n'est pas nécessaire de recharger les batteries après chaque essai.

Bibliographie CHAPITRE 4

- [1] Y. Eren, O. Erdinc, H. Gorgun, M. Uzunoglu, B. Vural, International Journal of Hydrogen Energy 34 (2009) 8681–8694.
- [2] O. Erdinc, B. Vural, M. Uzunoglu, Journal of Power Sources 194 (2009) 369–380.
- [3] Y. Haitao, Z. Yulan, S. Zechang, W. Gang, Journal of Power Sources 180 (2008) 821–829.
- [4] M. Chen, G.A. Rincon-Mora, Energy Conversion, IEEE Transactions On 21 (2006) 504–511.
- [5] B. Vural, O. Erdinc, M. Uzunoglu, Energy Conversion and Management 51 (2010) 2613–2622.
- [6] J.M. Andújar, F. Segura, M.J. Vasallo, Renewable Energy 33 (2008) 813–826.
- [7] P. Zhao, J. Wang, L. Gao, Y. Dai, International Journal of Hydrogen Energy 37 (2012) 3382–3391.
- [8] C. Yang, S. Srinivasan, A.B. Bocarsly, S. Tulyani, J.B. Benziger, Journal of Membrane Science 237 (2004) 145–161.
- [9] T. Hordé, P. Achard, R. Metkemeijer, International Journal of Hydrogen Energy 37 (2012) 10818–10829.
- [10] J.C. Amphlett, R.M. Baumert, R.F. Mann, B.A. Peppley, P.R. Roberge, T.J. Harris, Journal of the Electrochemical Society 142 (1995) 1–8.
- [11] M.C. Knauff, C.J. Dafis, D. Niebur, H.G. Kwatny, C.O. Nwankpa, J. Metzger, Center of Electric Power Engineering,
<http://power.ece.drexel.edu/Students/Knauff/Simulink%20Model%20of%20a%20Lithium-Ion%20Battery%20for%20the%20Hybrid%20Power%20System%20Testbed.pdf> (n.d.).
- [12] G.J. Offer, V. Yufit, D.A. Howey, B. Wu, N.P. Brandon, Journal of Power Sources (n.d.).
- [13] M. Dubarry, N. Vuillaume, B.Y. Liaw, Journal of Power Sources 186 (2009) 500–507.

CONCLUSION

L'objectif de la thèse présentée dans ce document était d'étudier l'intégration de systèmes PàC hybridés embarqués pour l'aéronautique. Ce travail a été mené au Centre Energétique et Procédés de MINES ParisTech à Sophia Antipolis. La thèse s'est inscrite dans un contexte de recherche académique menée dans le cadre du projet APACHE.

Les objectifs de la thèse étaient d'identifier les pistes applicatives des PàC dans l'aéronautique, d'analyser la navigabilité des systèmes PàC et enfin d'étudier l'hybridation d'un système PàC avec des batteries Li-Ion.

Dans le premier chapitre de ce document, on a présenté les PàC et leurs possibles applications dans l'aéronautique. On retiendra qu'il existe un potentiel certain pour les PàC dans ce secteur. L'électrification des avions est une thématique dans laquelle les industriels investissent beaucoup d'efforts tant son potentiel de réduction des émissions de GES, des émissions sonores et de réduction des coûts est intéressant. Les PàC trouvent des applications à la fois pour l'aviation de transport et pour l'aviation de loisir et dans chacune de ces voies, le marché envisageable est très conséquent. En ce qui concerne l'aviation de transport, il est essentiellement question de remplacer l'APU par un système PàC et de remplacer la RAT (Ram Air Turbine, éolienne permettant la production d'électricité en cas de panne de tous les générateurs électriques). De plus, la PàC pourrait alimenter des moteurs électriques assurant le roulage au sol. En ce qui concerne l'aviation de loisir, les systèmes PàC pourraient remplacer les MCI actuellement utilisés, au même titre que dans le secteur automobile. C'est sur cette thématique de la propulsion d'avions légers que nous nous sommes concentrés. Le premier chapitre comporte également une présentation des batteries au lithium ainsi que l'analyse de l'intérêt que présente l'hybridation d'un système PàC avec de telles batteries.

Dans le second chapitre, nous avons abordé la navigabilité des systèmes PàC en nous intéressant à deux aspects : la sensibilité à l'altitude et la diminution de pression ambiante et la sensibilité aux inclinaisons. Dans un premier temps, nous avons expérimenté deux systèmes PàC aérobies en altitude et nous avons ainsi pu quantifier les diminutions de performances liées à la diminution de pression ambiante. Nous avons alors observé qu'à 2 200 m des pertes significatives de puissance ont lieu et que celles-ci sont d'autant plus conséquentes que le facteur stœchiométrique d'air est faible. Par la suite, nous avons utilisé un modèle numérique de PàC afin de comparer les technologies aérobies et anaérobies. Cela nous a permis d'évaluer les masses et volumes nécessaires à chacune de ces technologies pour effectuer divers profils de vol, pour diverses altitudes et durées.

Nous sommes arrivés à la conclusion que les systèmes PàC anaérobies sont plus légers et moins volumineux que les systèmes aérobies lorsqu'ils sont utilisés pour des vols à haute altitude (supérieure à 2 500 m) et de longue durée. De plus, les systèmes anaérobies présentent d'autres avantages tels que l'insensibilité aux pollutions de l'air ambiant. Enfin, dans ce chapitre, nous avons étudié expérimentalement la sensibilité des PàC aux inclinaisons. Nous avons mené des expériences sur des systèmes PàC aérobie et anaérobie en fonctionnement et en inclinaisons. Aucune perte significative de performance n'a été mise en évidence. Cependant, nous avons détecté des signes montrant des modifications dans la gestion de l'eau produite par les PàC, sans que cela n'affecte leur fonctionnement.

Le chapitre 3 a été consacré à la présentation d'une méthode innovante d'hybrider un système PàC avec un pack de batteries Li-Ion : l'hybridation directe. Ce chapitre regroupe les essais expérimentaux réalisés sur un élément de batterie référence, les essais sur un pack de 5 éléments de batterie ainsi que les essais sur le système hybride direct finalement conçu et assemblé. Les essais sur l'élément de référence ont été utilisés pour caler le modèle numérique de batterie présenté au chapitre suivant. Les essais sur le pack de 5 éléments a permis de s'assurer de son bon fonctionnement avant de l'intégrer au système hybride. Enfin, le système hybride direct a été expérimenté selon deux profils de puissance afin de valider le concept d'hybridation directe et afin d'explorer ses capacités. Le premier profil de puissance correspondait à un vol de type croisière à 2 500 m d'altitude et d'une durée d'environ 1 heures et 30 minutes. Le second profil correspondait à une série de vols courts de type tour de piste à une altitude de 300 m. Ces essais expérimentaux ont été très satisfaisants puisque le système hybride direct mis au point a très bien fonctionné, satisfaisant le profil de vol de type croisière à 2 500 m et permettant de réaliser 6 tours de piste, soit 6 décollages (phases à pleine puissance). De plus, le système hybride direct que nous sommes parvenu à mettre au point est particulièrement simple et robuste. Entre autre, il ne comporte que deux relais commandés permettant d'assurer la sécurité du système et il ne comporte aucune diode, ce qui limite d'autant les pertes et accroît le rendement. N'utilisant pas d'électronique intermédiaire, le prix du système est diminué et sa fiabilité est accrue.

Enfin, le chapitre 4 regroupe en détail tous les travaux numériques qui ont été entrepris et qui ont été nécessaires à l'aboutissement de cette étude. On y présente le modèle numérique de PàC ainsi que la méthode d'identification de ses paramètres. Ensuite, le modèle de batteries qui a été développé et présenté ainsi que la technique permettant de le caler grâce à des mesures expérimentales (celles-là même qui avaient été présentées au chapitre 3). Enfin, l'élaboration du modèle numérique du système hybride direct a été présentée. On a expliqué comment les deux modèles numériques, PàC et batterie, ont été couplés afin de représenter un système hybride direct.

Le modèle ainsi obtenu a ensuite été utilisé pour dimensionner le banc d'hybridation directe. On a montré entre autre que le fait d'utiliser un pack de batteries dont la tension de circuit ouvert est inférieure à celle de la PàC avait plusieurs intérêts, comme la possibilité de s'affranchir d'une diode protégeant la PàC, la possibilité de recharger d'avantage les batteries grâce à la PàC et enfin, la meilleure répartition des courants entre les deux sources. On donne *in fine* des prédictions de comportement du système obtenues par simulation pour différents *scenarii* de mission.

Les travaux présentés dans ce document mènent à une conclusion assez favorable, montrant que les PàC et les systèmes hybrides composés d'une PàC et de batteries Li-Ion sont de bons candidats pour le remplacement des MCI à bord des avions légers. Par ailleurs, l'architecture d'hybridation directe proposée ici, innovante, a montré des performances très intéressantes qui sont applicables dans des domaines autres que l'aéronautique.

De nombreuses perspectives de recherche se dessinent néanmoins au terme de cette étude. En ce qui concerne la navigabilité des PàC, il semble évident que des progrès sont possibles dans le domaine des compresseurs d'air pour PàC aérobies, ces derniers étant décisifs dans les applications en altitude. Par ailleurs, le stockage des gaz, hydrogène et oxygène, est également un domaine dont l'importance pour les applications en altitude est évidente.

L'hybridation des PàC avec d'autres sources d'électricité est caractérisée par une multitude de possibilités qu'il convient d'explorer afin de trouver les solutions innovantes qui permettront de satisfaire aux besoins des diverses applications de type transport. Entre autre, la récupération d'énergie est une voie particulièrement intéressante pour ces applications.

Enfin, il reste de nombreux domaines décisifs à maîtriser avant d'espérer un jour voir des PàC abords d'avions commerciaux ou d'avions de loisir. Entre autres, la sécurité et le diagnostic des PàC et des batteries sont des points clé.

Étude de systèmes pile à combustible hybridés embarqués pour l'aéronautique

RESUME :

Le domaine du transport aérien est en plein effort de réduction de ses émissions de gaz à effet de serre. Les PEMFC sont sérieusement envisagées afin d'introduire d'avantage d'énergie électrique à bord des avions. On se propose d'étudier la faisabilité de la propulsion d'avions légers alimentés par des systèmes pile à combustible hybridés. On étudie plus spécifiquement un système hybride PEMFC / Batteries Li-Ion produisant un total de 40 kW (20 kW PàC + 20 kW Li-Ion) permettant de propulser un avion léger biplace. Le premier aspect de cette étude est la navigabilité des PEMFC, c'est à dire leur aptitude à fonctionner en milieu aérien. Le second aspect est l'architecture électrique du système hybride, son dimensionnement et son comportement lors de différents profils de vol. Des essais expérimentaux en altitude sont menés et permettent de quantifier la diminution des performances de PàC aérobies liée à la diminution de pression ambiante. Grâce à ces essais et à un modèle numérique de PàC, on compare les technologies aérobies et anaérobies pour différents profils de vol. Un bilan des masses et des volumes associé à chacune de ces deux technologies est dressé. Par ailleurs, des essais en inclinaisons de systèmes PEMFC sont réalisés. L'hybridation directe de PEMFC avec des batteries Lithium est étudiée numériquement et expérimentalement. Un modèle Matlab Simulink de PàC et de batteries Lithium est développé afin de prédire le comportement du système hybride direct et de le dimensionner. Enfin, un banc expérimental d'hybridation directe est réalisé et des essais sont menés, révélant l'intérêt de cette architecture innovante.

Mots clés : Pile à combustible PEM, Hybridation directe, Batteries lithium, Aéronautique, Navigabilité

Study of Airborne Hybridized Fuel Cell Systems for Aeronautics

ABSTRACT :

The domain of air transport is working at reducing its emissions of greenhouse gases. PEMFC are seriously considered as electrical source for future aircraft. The present study focusses on the feasibility of propulsion of a light aircraft powered by hybridized PEMFC systems. The hybrid PEMFC / Li-Ion batteries system studied here produces 40 kW (20 kW PEMFC + 20 kW Li-Ion) and should be able to power a two-seat light aircraft. The first part of the study is dedicated to PEMFC airworthiness, meaning their capacity to work properly in aeronautical conditions. The second part is dedicated to the hybrid system electrical architecture, its dimensioning and its response to various flight profiles. Aerobic PEMFC performance loss due to drop in ambient pressure is quantified thanks to experiments at various altitude. Thanks to these measurements and to a numerical model, aerobic and anaerobic PEMFC are compared according to various flight profiles. A mass and volume balance of each technology is drawn up. In addition, inclination tests of PEMFC systems are performed. Direct hybridization of PEMFC and Li-Ion batteries is studied numerically and experimentally. A Matlab Simulink model of PEMFC and battery is developed in order to forecast the hybrid system's response and to size it. Finally, an experimental bench is settled up and tests are led, proving the interest of such an innovative architecture.

Keywords : PEM fuel cell, Direct hybridization, Lithium batteries, Aeronautics, Airworthiness